Em Órbita

Vol. 6 - N.º 73 – Junho de 2007
(edição mensal)

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Em Órbita n.º 73 (Vol. 6) – Junho de 2007

Índice

Voo espacial tripulado
- **ISS Diário de Bordo - Expedição 14 / Expedição 15** 360

Lançamentos orbitais – Junho de 2007 369
- **Lançamento do Cosmos 2427. Lembranças da Guerra-Fria** 370
- **Cosmo-Skymed F1, o olho italiano em órbita** 379
- **Ofeq-7, um novo espião nos céus** 386
- **TerraSAR-X – imagens de alta definição** 389
- **Vigiando o inimigo no mar, a missão NRO L-30** 395
- **Antecipando o futuro do turismo espacial, o Genesis-II** 409
- **O regresso dos voos do Zenit-21, o lançamento do Cosmos 2428** 412

Quadro de lançamentos recentes 419
Outros objectos catalogados 420
Regressos / Reentradas 421
Lançamentos previstos para Novembro 421
Próximos lançamentos tripulados 422
Futuras Expedições na ISS 426
Cronologia da Astronáutica (XXXVII) 428
Estatísticas Voo Espacial Tripulado 429
Explicação dos termos técnicos 434

No próximo Em Órbita

- A missão STS-117, continuando a construção da ISS;
- Lançamentos orbitais em Julho de 2007.

Editorial

Não caindo na tentação de fazer um boletim mais reduzido para ir recuperando o tempo perdido, eis que surge mais uma edição do Boletim Em Órbita. Sendo o trabalho de uma pessoa só, torna-se por vezes difícil manter uma regularidade que me agradasse a mim em primeiro lugar pois sei que assim os leitores estariam mais actualizados em relação ao que vai acontecendo num mundo da Cosmonáutica.

Esta edição contém alguns artigos que são habituais para além dos artigos relacionados cós lançamentos orbitais levados a cabo em Junho passado. Vamos também saber como foram os últimos dias da Expedição 14 na ISS e as primeiras semanas da Expedição 15 em órbita.

Rui C. Barbosa
Braga, 22 de Outubro de 2007

animal
ASSOCIAÇÃO

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal.

Versão *web* (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu): Estrutura: José Roberto Costa; Edição: Rui C. Barbosa

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Antonin Vitek e Manuel Montes.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rcb@netcabo.pt

Na Capa: Aterragem da Soyuz TMA-9 com os membros russos da Expedição 14. Imagem: *RKK Energiya*.

Campanha da ANIMAL Contra as Touradas em Portugal

Tourada, Não! Abolição!

Conheça o Horror e a Perversão das Touradas em www.Animal.org.pt.

Seja parte da Mudança. Junte-se à ANIMAL!

Torne-se sócia/o da ANIMAL e apoie a organização na defesa dos direitos dos animais. Inscreva-se através de socios@animal.org.pt.

Junte-se ao Grupo de Activismo da ANIMAL. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para activismo_animal-subscribe@yahoogroups.com.

Para mais informações, por favor contacte a **ANIMAL** através do e-mail info@animal.org.pt ou visite o site www.animal.org.pt.

Voo Espacial tripulado

ISS: Diário de Bordo – 5 (Expedição 14/Expedição 15)

30 de Março a 5 de Abril de 2007

A tripulação da Expedição 14 na ISS manteve-se muito atarefada esta semana ao levar a cabo avaliações da sua forma física, ao trabalhar em experiências científicas e a preparar a chegada da tripulação da Expedição 15

O Comandante Fyodor Yurchikhin, o Engenheiro de Voo Oleg Kotov e o participante no voo espacial Charles Simoniy iriam ser lançados a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur a bordo da Soyuz TMA-10 que iria acoplar com a ISS dois dias mais tarde.

A tripulação da Expedição 14, Michael Lopez-Alegria e Mikhail Tyurin, regressariam à Terra com Charles Simoniy a 20 de Abril. Lopez-Alegria e Tyurin procederam nesta semana à revisão dos procedimentos a serem levados a cabo durante o regresso à Terra.

ISS014E16250

A astronauta Sunita Williams, que se juntou à tripulação da Expedição 14, ficaria na estação espacial como membro da Expedição 15 durante o decorrer da primeira parte da missão. As duas tripulações levaram a cabo uma conferência no dia 4 de Abril para conversarem sobre as actividades a realizar.

No dia 2 de Abril, Lopez-Alegria estabeleceu um novo recorde de permanência em órbita para astronautas norte-americanos ao ultrapassar a marca dos 196 dias em órbita numa única missão. Este recorde estava anteriormente na posse de Daniel Bursch e Carl Walz estabelecido em 2001 e 2002.

Os membros da Expedição 14 levaram a cabo as avaliações periódicas do seu estado físico, para além de levarem a cabo trabalhos com um gravador de vídeo e consertarem um dispositivo de iluminação de um oftalmoscópio que foi utilizado durante uma avaliação médica. A tripulação também procedeu à descarga de informação a partir do IWIS, *Internal Wireless Instrumentation System*, que monitoriza o estado dos sistemas da estação. A tripulação continuou as actividades científicas a bordo da ISS ao testar um instrumento de detecção de bactérias desenvolvido por investigadores do Centro Espacial Marshell, Huntsville – Alabama, e por outros parceiros industriais. Testado por Sunita Williams, o dispositivo LOCAD-PTS (*Lab-On-a-Chip Application Development Portable Test System*) é um sistema portátil que é suficientemente pequeno para caber no interior de um refrigerador compacto. Estão planeadas quatro sessões com o LOCAD-PTS.

Lopez-Alegria e Tyurin testaram cada um a coordenação entre a sua visão e a utilização das suas mãos ao levarem a cabo a sexta sessão com o dispositivo TRAC (*Test of Reaction and Adaptation Capability*). Esta experiência tenta avaliar se o declínio das capacidades motoras durante o voo espacial é resultado da adaptação do cérebro às condições de ausência de peso. O teste é levado a cabo antes, durante e após a missão. A tripulação também continuou o seu trabalho com a experiência ALTEA (*Anomalous Long-Term Effects in Astronauts Center Nervous System*). Utilizando um capacete com vários instrumentos, a experiência mede a radiação cósmica que passa através da cabeça de um tripulante, actividade cerebral e percepção visual. A ALTEA deverá auxiliar os investigadores a compreender melhor os níveis de radiação cósmica a que os astronautas estão expostos e auxiliar no desenvolvimento de contra medidas para futuros voos espaciais de longa duração.

7 a 9 de Abril de 2007

Dois cosmonautas russos e um participante no voo espacial norte-americano foram lançados a bordo da Soyuz TMA-10 às 1731:14,194UTC do dia 7 de Abril a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, iniciando um voo de dois até à estação espacial

internacional. Menos de dez minutos após o lançamento a Soyuz TMA-10 encontrava-se em órbita terrestre, procedendo de seguida à abertura dos seus painéis solares e antenas de comunicação.

A acoplagem com a ISS teve lugar no módulo Zarya no dia 9 de Abril. Após a abertura da escotilha de acesso ao interior da estação, os cosmonautas russos Fyodor Yurchikhin, Oleg Kotov e o participante no voo espacial Charles Simoniy, foram recebidos por Michael Lopez-Alegria, Mikhail Tyurin e Sunita Williams, iniciando assim uma semana de actividades de transferência de tarefas entre as duas expedições.

10 a 12 de Abril de 2007

Para além de transferência de expedição, as duas tripulações levaram a cabo os regulares exercícios de manutenção física que nesta fase foram especialmente importantes para Lopez-Alegria e Tyurin à medida que se aproximava o dia de regresso à Terra. Foram também levados a cabo os usuais trabalhos de manutenção dos sistemas da ISS e algumas experiências científicas. A carga transportada a bordo da Soyuz TMA-10 também começou a ser transferida para a estação.

Entre as experiências levadas a cabo encontrava-se a experiência Bioemulsion. Esta é uma experiência russa que tenta desenvolver microrganismos seguros para preparados bacterianos e médicos, além de poderem ser utilizados em processos de fermentação. Esta experiência foi operada por Mikhail Tyurin no dia 10 de Abril. Tyurin levou também a cabo a experiência Pilot com o objectivo de avaliar as alterações na capacidade de pilotar um veículo espacial durante um voo de longa duração. No dia 11 de Abril Kotov montou a experiência EENO-2 (*European Exhaled Nitric Oxide-2*) destinada a medir a quantidade de óxido nítrico exalada pelos astronautas que levam a cabo actividades extraveículares antes e após a suas saídas para o exterior da estação. O objectivo da EENO-2 é a de melhor compreender o potencial de ocorrência da doença de descompressão.

No dia 12 de Abril Lopez-Alegria passou mais de três horas a alterar o tamanho dos fatos espaciais extraveículares norte-americanos preparando-os assim para futuros utilizadores. Estes fatos foram utilizados por Lopez-Alegria e Tyurin numa série de três actividades extraveículares realizadas entre 31 de Janeiro e 8 de Fevereiro.

Iniciando com uma conferência de imprensa a 10 de Abril, os membros da tripulação falaram individualmente com a imprensa (ABC News, Space.com, CNN e CBS).

13 a 20 de Abril de 2007

Os membros da Expedição 14 passaram a sua última semana em órbita a finalizar as operações de transferência para os membros da tripulação da Expedição 15, ao mesmo tempo que eram levadas a cabo experiências e procediam aos preparativos para o regresso da Soyuz TMA-9.

O principal local de aterragem no Cazaquistão encontrava-se em más condições devido ao degelo e o regresso à Terra foi adiado por 24 horas, permitindo assim uma aterragem numa zona mais a Sul do que o previsto.

No dia 17 de Abril os astronautas e cosmonautas a bordo da ISS levaram a cabo uma cerimónia que assinalou a entrega do comando da ISS de Lopez-Alegria para Yurchikhin. A partir desta cerimónia Yurchikhin, Kotov e Williams encontraram-se oficialmente estabelecidos como a tripulação residente a bordo da ISS.

No dia 16 de Abril Sunita Williams tornou-se a primeira pessoa a correr a maratona no espaço. Williams, ela própria uma maratonista, participava oficialmente na maratona de Boston e percorrer a distância de 42 km numa passadeira mecânica no interior do módulo Zvezda, dando duas voltas ao planeta à medida que percorria a distância. Williams terminou a maratona com um tempo oficial de 4 h 23 m 10 s.

POR esta altura os especialistas russos encontravam-se a preparar um plano para proceder à reparação da unidade CFU (*Condensate Feed Unit*) no sistema russo que processa a condensação recuperada no segmento americano e a transforma em água potável. Desde que a unidade falhou, o abastecimento de água potável foi diminuindo mais rapidamente do que o nível de abastecimento disponível.

Nesta semana Lopez-Alegria finalizou a sua última sessão com a experiência ALTEA e juntamente com Williams trabalhou numa experiência relacionada com o Ano Polar Internacional. Os membros da tripulação filmaram as suas actividades de obtenção de imagens da superfície terrestre e a suas observações do gelo e auroras. Estas imagens foram mais tarde utilizadas em vídeos educacionais da NASA enviados para as salas de aula em todo o mundo. As tarefas incluídas no EPO (*Educations*

Payload Operations) incluem actividades que demonstram os princípios básicos da ciência, matemática, tecnologia, engenharia e geografia. Estas actividades têm como objectivo auxiliar a missão da NASA para inspirar a próxima geração de exploradores.

21 de Abril de 2007

Michael Lopez-Alegria, Mikhail Tyurin e Charles Simoniy regressaram à Terra a 21 de Abril com uma aterragem às 1331:30UTC. Antes de fecharem a escotilha da estação Lopez-Alegria e Tyurin despediram-se de Fyodor Yurchikhin, Oleg Kotov e Sunita Williams.

Após a aterragem os dois membros da Expedição 14 passariam várias semanas na Cidade das Estrelas, perto de Moscovo, para exames médicos e relatórios relacionados com a sua presença em órbita terrestre após um voo de 215 dias.

22 a 26 de Abril de 2007

A Expedição 15 finalizou a sua primeira semana em órbita a levar a cabo várias experiências e tarefas de manutenção. Os três membros da expedição iniciaram a semana com vários dias de trabalhos mais leves após as atarefadas operações de mudança de transferência de tripulações.

Nesta semana a Expedição 15 levou a cabo vários simulacros a bordo da estação para manter a sua proficiência médica. Yurchikhin e Kotov iniciaram várias sessões de experiências que se prolongariam ao longo das duas primeiras semanas em órbita com o objectivo de se orientarem com a operação dos sistemas da estação. Os dois cosmonautas eram auxiliados por Sunita Williams nesta fase.

No dia 26 de Abril Sunita Williams foi informada que iria regressar à Terra abordo do vaivém espacial OV-104 Atlantis cujo lançamento estava previsto para 8 de Junho. A missão STS-117 transportaria o astronauta Clayton Anderson para a ISS para se juntar à expedição 15. Esta rotação estava originalmente prevista para a missão STS-118 cujo lançamento estava previsto para 8 de Agosto. A direcção da NASA aprovou esta rotação na tripulação após uma revisão mais detalhada ter determinado que não iria influenciar as operações da ISS ou os futuros objectivos das diversas missões do vaivém espacial. Como era possível levar a cabo uma rotação de um dos membros da expedição mais cedo do que o previsto, foi decidido que seria prudente fazer regressar Williams e lançar Anderson mais cedo do que mais tarde.

Durante a semana Sunita Williams passou algum do seu tempo de folga a levar a cabo mais ensaios com a experiência CFE (*Capillary Flow Experiment*). O processo de fluxo capilar é utilizado para mover fluidos em ambientes de microgravidade.

Utiliza o ambiente de baixa gravidade a bordo da ISS para compreender a dinâmica especial do fluxo capilar e irá auxiliar no desenho de sistemas de transporte de fluidos em futuros veículos espaciais.

No dia 23 de Abril Williams montou uma série de câmaras para a experiência educacional EarthKAM (*Earth Knowledge Acquired by Middle School Students*). Os estudantes têm uma oportunidade de programar uma câmara digital na estação espacial para fotografar uma variedade de alvos geográficos a partir de um local único. Equipas de estudantes da Universidade da Califórnia em San Diego, gerem as imagens e enviam-nas através da Internet para o público em geral e para as salas de aula em todo o mundo que participam no projecto. Cerca de 4000 estudantes de 66 escolas em sete países participam nesta iniciativa.

No dia 26 de Abril Williams levou a cabo uma série de voos de ensaio com pequenos satélites no interior da ISS. Os satélites SPHERES (*Synchronized Position Hold, Engage, Reorient, Experimental Satellites*) têm uma forma esférica com um diâmetro de 3 cm e são capazes de voar no interior da ISS. Estes satélites têm como objectivo testar o voo em formação e as manobras de acoplagem autónomas que podem vir a ser utilizadas em veículos espaciais do futuro. Os satélites recebem energia de baterias abordo e utilizam o dióxido de carbono para propulsionar 12 pequenos motores à medida em que voam na cabina.

Para além das tarefas de habituação á estação, Yurchikhin e Kotov também levaram a cabo tarefas de manutenção no sistema de suporte de vida do segmento russo da ISS. O separador de água no sistema de ar condicionado foi substituído pelos dois cosmonautas. Este dispositivo condensa a água e o ar recolhidos da atmosfera da estação mantendo em níveis óptimos a humidade a bordo.

Os controladores de voo da ISS e os directores da missão testaram os dois motores principais do módulo de serviço Zvezda numa manobra de elevação de altitude levada a cabo no dia 25 de Abril. Foi a primeira vez que os motores foram activados desde a chegada do Zvezda em órbita em 2000.

27 de Abril a 4 de Maio de 2007

Marcando a segunda semana de trabalho em conjunto, a tripulação da Expedição 15 finalizou uma semana durante a qual levou a cabo várias tarefas de manutenção, experiências científicas e preparativos para a chegada do cargueiro Progress M-60 (ISS-25P).

Para preparar a chegava do novo cargueiro não tripulado, foram utilizados os motores do Progress M-59 (ISS-24P) para elevar a órbita da estação no dia 28 de Abril. Esta manobra aumenta o número de oportunidades de se levar a cabo um encontro com a missão STS-117 que estava então prevista para Junho. O Comandante da Expedição 15, Fyodor Yurchikhin, e o Engenheiros de Voo, Oleg Kotov e Sunita Williams, também removeram o mecanismo de acoplagem do Progress M-59 para posterior reutilização.

Esta semana em órbita incluiu trabalhos num variado conjunto de experiências. Williams terminou a quinta sessão de experiências com o EMCH (*Elastic Memory Composite Hinge*) que tem como objectivo estudara performance de um novo gancho compósito no espaço. Williams também levou a cabo um ensaio com um dispositivo portátil para detecção rápida de substâncias biológicas e bioquímicas a bordo da ISS. Este estudo pretende proporcionar um sistema de aviso prévio para proteger a saúde e a segurança dos tripulantes da estação espacial. A astronauta também completou a recertificação anual da MSG (*Microgravity Science Glovebox*) e levou a cabo uma verificação do desfibrilhador cardíaco.

Oleg Kotov levou a cabo trabalhos de manutenção no módulo Zarya e testou o circuito de um sensor de temperaturas numa das suas baterias. Também levou a cabo a recolha periódica de amostras do ar na estação com o sistema russo RRTHCGA (*Russian Real-Time Harmful Contaminant Gas Analyzer*). Outras tarefas de manutenção incluíram a substituição de um CCAA

(*Common Cabin Ait Analyzer*), monitorização dos níveis sonoros no módulo de serviço russo Zvezda e no módulo norte-americano Destiny, e o carregamento das baterias dos fatos extraveículares norte-americanos.

Os membros da tripulação terminaram a semana substituindo um radiador no módulo Zvezda, trocando também os computadores utilizados nos módulos de experiências do laboratório Destiny.

5 a 11 de Maio de 2007

No dia 8 de Maio os três membros da Expedição 15 testaram o sistema de comunicações entre a ISS e o cargueiro Progress M-59 que se encontrava acoplado à estação espacial em antecipação da chegada do veículo Progress M-60 que havia sido lançado desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur às 0325:38,132UTC do dia 12 de Maio. No dia 9 de Maio, e em reconhecimento, do feriado russo do Dia da Vitória que comemora a vitória na Grande Guerra Patriótica (Segunda Guerra Mundial), a tripulação levou a cabo somente as actividades de manutenção necessárias.

No dia 10 de Maio, Kotov trabalhou com uma experiência respiratória, enquanto que Williams e Yurchikhin passaram cerca de três horas a substituir um cabo de aço danificado num giroscópio no sistema TVIS (*Treadmil Vibration Isolation System*). O giroscópio é parte do sistema de evita que as vibrações criadas por um astronauta a utilizar a passadeira, sejam transmitidas para o resto da estação onde poderia interferir com as experiências mais delicadas. O trabalho foi finalizado no dia seguinte. Ainda no dia 10 de Maio os controladores testaram o giroscópio CMG-3 (*Control Moment Gyroscope 3*). O teste envolveu a inclinação do CMG-3 em diferentes direcções e em diferentes velocidades para determinar qual o efeito, se algum, produzido pela fricção no seu movimento. O giroscópio, com uma massa de 272 kg, é um dos quatro que são utilizados para controlar a orientação da estação (atitude) no espaço. O giroscópio seria substituído no Verão durante a missão STS-118.

Transportando 2500 kg de alimentos, combustível e outros mantimentos para a ISS, o Progress M-60 (ISS-25P) acoplou com o módulo Zvezda no dia 15 de Maio quando a estação se encontrava a uma altitude de 385 km sobre a costa Nordeste da Austrália. À medida que o veículo se aproximava o Comandante da Expedição 15, Fyodor Yurchikhin e o Engenheiro de Voo Oleg Kotov, encontravam-se no módulo Zvezda caso fosse necessário proceder a uma acoplagem manual. No entanto a acoplagem decorreu suavemente e sem qualquer problema sob o comando do sistema de acoplagem automática Kurs. Sunita Williams monitorizava outros sistemas da ISS e procedia a um registo fotográfico da aproximação do veículo.

A antena de proximidade do sistema Kurs foi recolhida mais do que é usual a uma distância de cerca de 148 metros. Isto permitiu aos controladores de voo russos confirmar que se encontrava a funcionar sem problemas, dado que uma antena semelhante não se havia recolhido a quando da acoplagem do cargueiro Progress M-58 (ISS-23P) em Outubro de 2006. Em Fevereiro de 2007 dois membros da Expedição 14 levaram a cabo uma actividade extraveícular para resolver o problema.

12 a 18 de Maio de 2007

Nesta semana os três membros da Expedição 15 retiraram as cargas do interior do recém-chegado cargueiro Progress M-60 e iniciaram os preparativos para a chegada do próximo vaivém espacial e para duas actividades extraveículares.

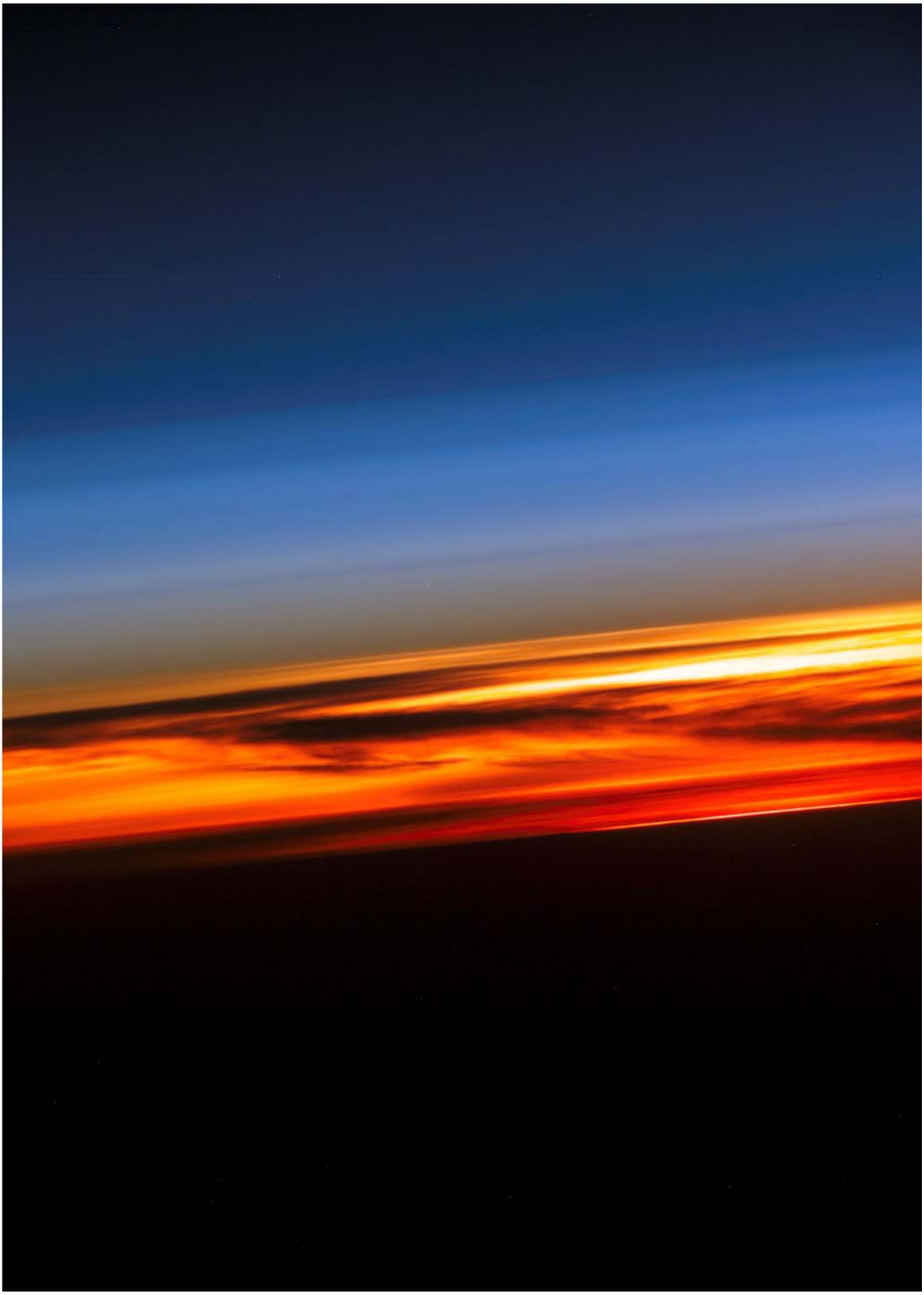
Fyodor Yurchikhin e Oleg Kotov prepararam-se para as actividades extraveículares a levar a cabo a 30 de Maio e a 6 de Junho ao iniciarem os trabalhos no módulo Pirs. Os dois cosmonautas iriam envergar os fatos extraveículares Orlan para instalar painéis de protecção contra o impacto de detritos espaciais em órbita da Terra e substituir algumas experiências na fuselagem do módulo Zvezda.

A tripulação também preparou a chegada do vaivém espacial Atlantis cujo lançamento estava previsto para 8 de Junho. Yurchikhin e Kotov praticaram as técnicas de fotografia digital para as suas tarefas de inspeccionar o escudo térmico do vaivém espacial à medida que este se aproxima da ISS durante a missão STS-117. A Engenheira de Voo Sunita Williams procedeu á montagem de uma ferramenta que seria posteriormente utilizada para uma das saídas para o exterior da estação e procedeu à sua cobertura com fita protectora. Esta ferramenta seria utilizada caso surgisse alguma dificuldade na recolha do painel solar P6.

No dia 17 de Maio a tripulação comunicou com elementos da equipa do laboratório aquático Auqarius da NOAA (*National Oceanic and Atmospheric Administration*) onde decorre a 12ª NEEMO (*NASA Extreme Environment Mission Operations*). A equipa no Aquarius era composta por um cirurgião de voo, dois astronautas e um médico que terminavam a missão de doze dias no dia 18 de Maio. Esta equipa testou conceitos de medicina espacial, operações robóticas telecirurgicas e técnicas de caminhada lunar. Com este ambiente único, o Aquarius torna-se numa instalação de treino ideal para voos espaciais futuros. Sunita Williams foi membros da segunda missão NEEMO em Maio de 2002.

No dia 18 de Maio Sunita Williams completou mais uma sessão com a experiência EMCH. Esta experiência utiliza ganchos de memória elástica para mover uma determinada massa colocada numa das extremidades. Os materiais testados nesta experiência são mais fortes e mais leves do que os materiais que são actualmente utilizados em ganchos espaciais e poderão ser utilizados no desenho de veículos espaciais futuros.

No final de todas estas tarefas Sunita Williams ainda teve tempo para participar em duas entrevistas com estações de televisão da sua cidade natal, Boston.


ISS015E10464

19 a 25 de Maio de 2007

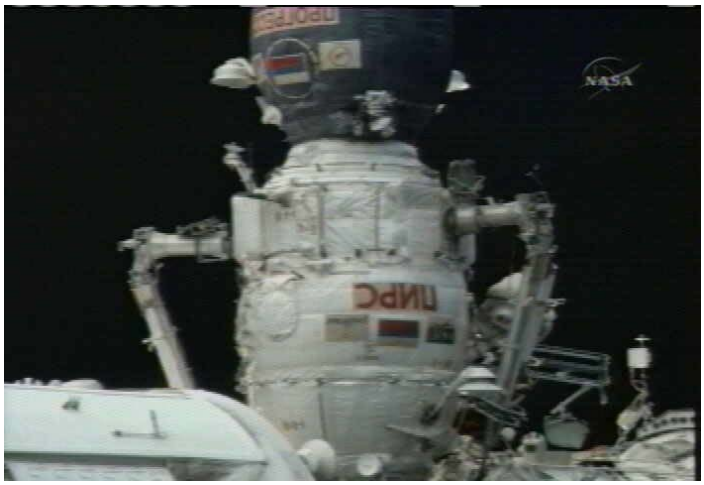
Esta semana foi dedicada aos preparativos para a primeira actividade extraveícular por parte de Fyodor Yurchikhin e Oleg Kotov, enquanto que Sunita Williams preparava o seu regresso à Terra. Nos preparativos para a chegada do seu substituto, Williams enviou de um vídeo de 10 minutos de duração no qual mostrava a ISS a Clayton Anderson que chegaria à estação espacial a bordo da próxima missão do vaivém espacial.

Os directores de voo deram luz verde para a realização de uma actividade extraveícular a partir do segmento russo da ISS para o dia 30 de Maio com o objectivo de instalar escudos de protecção contra os detritos orbitais no módulo Zvezda, bem como alterar a cablagem de uma antena GPS que irá auxiliar na chegada do primeiro veículo europeu ATV (*Automated Transfer Vehicle*).

Yurchikhin e Kotov verificaram os fatos extraveículares russos e o módulo Pirs, preparando as ferramentas e encerrando a escotilha de acesso ao cargueiro Progress acoplado ao módulo. Williams, que coordenaria a saída para o espaço desde o interior da estação, também preparou algumas ferramentas norte-americanas que seriam utilizadas.

Nesta semana Sunita Williams instalou um software actualizado nos computadores da estação, substituiu os elásticos '*flex packs*' em dois dispositivos RED (*Resistive Exercise Device*) utilizados para simular o levantamento de pesos na ausência de gravidade, e exercitou na bicicleta estacionária enquanto os médicos no solo media o seu consumo de oxigénio como parte de uma avaliação física periódica.

A tripulação também se preparou para a chegada do vaivém espacial Atlantis, prevista nesta altura para o dia 8 de Junho. Os membros russos reviram uma recente sessão fotográfica prática com especialistas no solo, e Williams montou uma ferramenta que será utilizada numa saída para o espaço dos astronautas do Atlantis que irão recolher o painel solar P6. Para além de filmar o vídeo da ISS que enviou para Anderson, Williams também falou com o seu substituto para o auxiliar a preparar a sua missão.



No dia 23 de Maio os controladores de voo russos procederam a um ajustamento orbital ao aumentarem a velocidade da ISS em cerca de 1,6 km/h e colocando-a na órbita ideal para a chegada do Atlantis.

Os três membros da expedição participaram em entrevistas com a WBS Radio, CBS Radio, ABC News e MSNBC.

26 de Maio e 1 de Junho de 2007

Nesta semana os membros russos da Expedição 15 levaram a cabo uma actividade extraveícular de 5 horas e 25 minutos para instalar painéis de protecção contra detritos orbitais e para alterarem a cablagem de uma antena GPS.

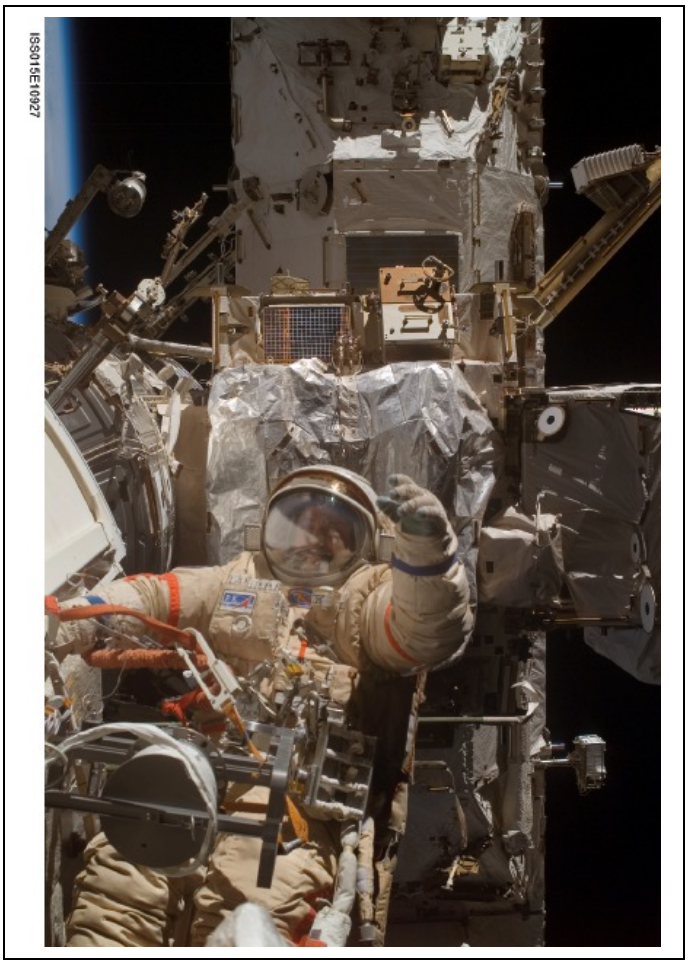
Envergando fatos extraveículares Orlan, o Comandante Fyodor Yurchikhin e o Engenheiro de Voo Oleg Kotov iniciaram a actividade extraveícular às 1805UTC. A saída para o exterior da estação estava prevista para ter lugar às 1920UTC, mas foi adiada devido à necessidade de se resolver um problema de comunicação.

A primeira tarefa dos dois cosmonautas foi o transporte do guindaste Strela-2. Este é um dos dois dispositivos manuais que estão baseados no módulo Pirs e que é utilizado para o transporte tanto de carga como de cosmonautas no exterior da ISS. Os dois homens colocaram uma extensão ao dispositivo aumentando o seu comprimento de 14 metros para 18 metros. Com Kotov colocado na extremidade, Yurchikhin estendeu o dispositivo até um ponto sobre o PMA-3 (*Pressurized Mating Adapter-3*) na extremidade do módulo Unity. Uma vez no seu lugar, Yurchikhin, sob orientação de Kotov, manobrou o Strela-2 até um ponto de fixação localizado numa cremalheira de armazenamento. Esta cremalheira está localizada no exterior do PMA-3 e continha três conjuntos de 17 painéis de protecção. Este conjunto é denominado '*Christmas Tree*'. Uma vez

fixado no Strela-2, o conjunto de painéis foi transportado juntamente com Kotov para o módulo Zvezda. Yurchikhin moceu-se para junto de Kotov e ambos fixaram o conjunto de painéis ao módulo russo. De seguida, os dois homens moveram-se para a zona posterior da maior secção cónica do Zvezda e procederam à alteração da cablagem de uma antena de GPS que será utilizada para a futura acoplagem dos veículos ATV. Quando terminaram esta tarefa os dois homens regressaram ao ponto anterior na zona dianteira do Zvezda onde removeram e abriram um dos três conjuntos de painéis. Este conjunto continha cinco painéis que variavam de tamanho mas todos tinham uma espessura de 2,5 cm. De forma geral os painéis medem 0,6 m por 0,9 metros e pesam entre 6,8 kg e 9,1 kg. Os dois cosmonautas procederam à instalação dos painéis na secção frontal do módulo, numa área entre as duas secções do Zvezda que se distinguem pelos seus diferentes diâmetros.

Após a instalação dos painéis, os cosmonautas deslocaram-se para o módulo Pirs e encerraram a escotilha às 2330UTC. Esta foi a primeira actividade extraveícular tanto para Fyodor Yurchikhin como para Oleg Kotov.

Ainda nesta semana Sunita Williams armazenou algumas experiências e artigos pessoais que acabaria por trazer de volta para a Terra a bordo do vaivém espacial Atlantis. A astronauta procedeu à recolha da sua quinta e última amostra de sangue e urina para o NSA (*Nutritional Status Assessment*) que mede as alterações fisiológicas no organismo humano durante o voo espacial. As amostras são armazenadas a -80ºC no MELF (*Minus-Eighty Laboratory Freezer*). Esta experiência poderá auxiliar os cientistas a compreender o metabolismo ósseo, os danos oxidativos, estados vitaminais e minerais e alterações hormonais, bem como a forma como se relacionam com o stress, e com o metabolismo ósseo e muscular. Os resultados deverão proporcionar uma melhor compreensão do que acontece fisiologicamente, e quando acontece, aos membros de tripulações orbitais de longa duração.



2 a 6 de Junho de 2007

No dia 6 de Junho a tripulação da Expedição 15 levou a cabo a sua segunda actividade extraveícular e continuou os preparativos para a chegada do vaivém espacial Atlantis.

Fyodor Yurchikhin e Oleg Kotov abriram a escotilha do módulo Pirs às 1523UTC para iniciarem uma saída para o espaço que teria uma duração de 5 horas e 37 minutos. Os dois cosmonautas instalaram contentores com amostras no exterior do Pirs como parte de uma experiência de longa duração denominada Biorisk que estuda os efeitos do ambiente espacial nos microrganismos. De seguida os dois homens colocaram mais uma secção de cabo Ethernet no exterior do módulo Zarya, terminando assim a instalação de uma rede remota de computadores que irá permitir o comando da secção russa da estação a partir do segmento norte-americano caso seja necessário.

Mais tarde Yurchikhin e Kotov deslocaram-se para a sua tarefa principal que foi a colocação de mais 12 painéis de protecção contra detritos orbitais na secção cónica do módulo Zvezda.

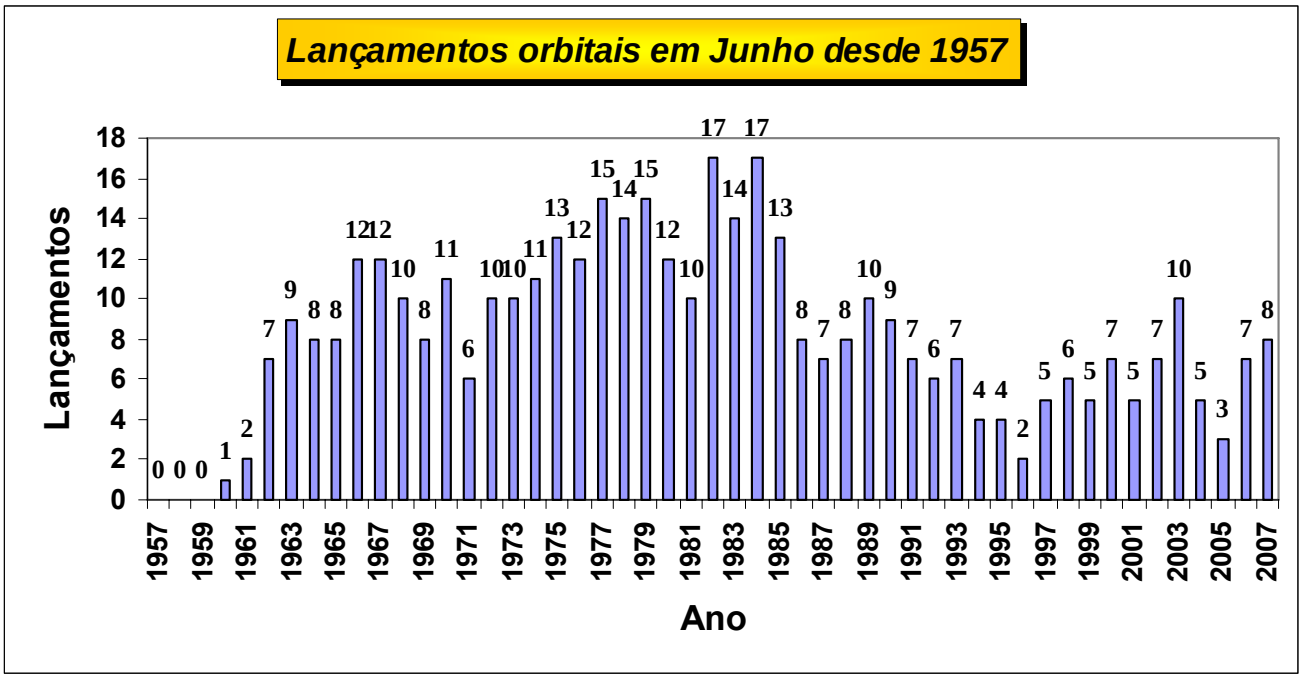
Cerca de duas horas e meia após o início da saída para o exterior da ISS, os controladores russos notaram leituras anormais no módulo Pirs e solicitaram a Yurchikhin para regressar ao módulo para verificar se as botijas de oxigénio pressurizadas se encontravam fechadas. Posteriormente foi determinado que pequena quantidade de oxigénio estava a fluir de um cabo umbilical de fluidos que não se havia fechado por completo quando fora desligado do fato extraveícular no início da

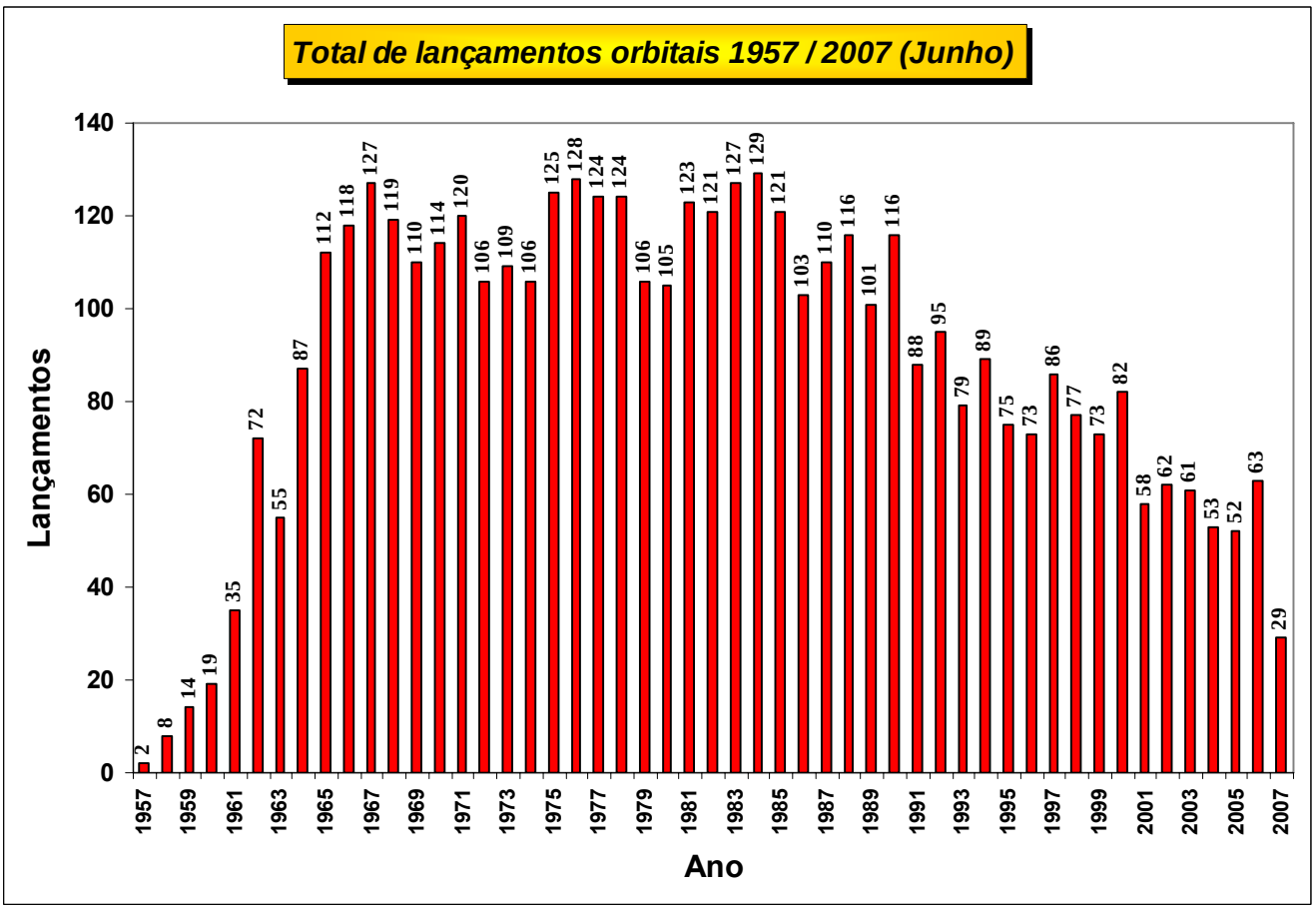
actividade. Os controladores fecharam o fluxo de oxigénio para preservar o abastecimento e reiniciaram o fluxo mais tarde durante o processo de repressurização do módulo Pirs após o final da actividade extraveícular que terminaria às 2100UTC com o encerramento da escotilha do módulo russo. Este foi a 83ª actividade extraveícular em apoio da construção da ISS, a 55ª actividade extraveícular a ser realizada desde a estação e a 22ª ser levada a cabo desde o módulo Pirs.

Durante o decorrar da saída para o espaço dos dois cosmonautas russos, Sunita Williams permaneceu no interior da ISS monitorizando as actividades dos dois homens, exercitando-se e levando a cabo algumas experiências. No início desta semana, Williams e os dois cosmonautas russos prepararam o módulo Quest para as actividades extraveículares planeadas para a missão do vaivém espacial Atlantis. Também armazenaram alguns artigos pessoais de Williams, além de resultados de experiências científicas para o seu regresso à Terra.

Junho de 2007

Em Junho de 2007 registaram-se oito lançamentos orbitais dos quais se colocaram em órbita 10 satélites, sendo um destes tripulado. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Junho foram realizados 4.507 lançamentos orbitais, 417 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 9,25% do total e a uma média de 8,69 lançamentos orbitais por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (448 lançamentos que correspondem a 9,94% do total), sendo o mês de Janeiro o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (274 lançamentos que correspondem a 6,08% do total).





Lançamento do Cosmos 2427, lembranças da Guerra-fria

Às 1800UTC do dia 7 de Junho era lançado desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk um foguetão 11A511U Soyuz-U que colocaria em órbita um satélite militar que receberia a designação Cosmos 2427. O Cosmos 2427 é um satélite do tipo Kobalt-M destinado a obter imagens de alta resolução da superfície terrestre.

Os satélites Yantar-4K1

A 21 de Julho de 1967 é emitido do Decreto Governamental 715-240 "Sobre o desenvolvimento de sistemas espaciais para reconhecimento naval nomeadamente o satélite US e um foguetão derivado do míssil R-36 – desenvolvimento de trabalhos sobre o satélite de reconhecimento naval US, aprovação dos trabalhos no satélite Yantar-2K e desenrolar dos trabalhos no veículo 7K-VI Zvezda". Com este decreto foi proposta toda uma família de veículos Yantar pelo bureau de Kozlov durante o desenvolvimento inicial. O satélite Yantar foi derivado originalmente a partir dos veículos Soyuz, incluindo os sistemas desenvolvidos para o veículo militar Soyuz VI. Durante a fase de desenho e desenvolvimento este aspecto foi alterado até que o veículo resultante tinha pouco em comum com os veículos Soyuz.

Após os numerosos problemas nos primeiros voos de ensaio das 7K-OK Soyuz, Kozlov ordenou uma alteração completa no desenho do veículo militar tripulado 7K-VI. O novo veículo, capaz de transportar uma tripulação de dois cosmonautas, teria uma massa total de 6600 kg e poderia operar durante um mês em órbita terrestre. O novo desenho alterava a posição do módulo de descida e do módulo orbital da Soyuz e possuía uma massa que ultrapassava em 300 kg a capacidade do lançador 11A511 Soyuz. Por esta razão Kozlov desenhou uma nova variante deste lançador, o 11A511M Soyuz-M. O projecto foi aprovado pelo Comité Central do Partido Comunista com o primeiro voo previsto para ter lugar em 1968 e com as operações a serem iniciadas em 1969. Infelizmente o novo lançador, cujas diferenças em relação ao modelo inicial são desconhecidas, nunca foi produzido.

Entretanto o desenvolvimento do satélite Yantar-2K foi levado por adiante mas os primeiros voos de ensaio mostraram que o veículo não era capaz de proporcionar um aviso de ataque estratégico. Um encontro do Conselho de Desenhadores Chefe no TsSKB que teve lugar em Maio de 1977 levou a cabo uma revisão de planos alternativos. Três outras variantes seriam desenvolvidas, sendo uma delas o satélite de alta resolução Yantar-4K. Este projecto deveria ser implementado em duas fases: o Yantar-4K1, lançado pelo foguetão 11A511U Soyuz-U, e o Yantar-4K2, que deveria ser lançado pelo foguetão 11K77 Zenit-2.

O modelo Yantar-4K1 iria aumentar o tempo de vida operacional em 50% com o satélite a permanecer em órbita durante 45 dias tendo um sistema de obtenção de imagens melhorado, a câmara Zhemchug-18 desenhada pela empresa PO Krasnogorskiy Zavod. Este modelo poderia obter imagens até um ângulo de 60º à esquerda ou à direita da sua trajectória orbital, possuindo uma maior quantidade de filme do que as versões anteriores. Externamente os dois modelos eram difíceis de distinguir e as suas massas eram virtualmente iguais, sendo utilizado o lançador 11A511U Soyuz-U para colocar o satélite em órbita.

O projecto de desenvolvimento decorreu sem qualquer problema e de forma rápida com o primeiro modelo de voo a estar pronto em 1979. O primeiro voo teve lugar a 27 de Abril de 1979 (Cosmos 1097) e teve uma duração de 30 dias. Uma segunda missão foi colocada em órbita a 29 de Abril de 1980 (Cosmos 1177) e também decorreu sem problemas levando a uma missão de teste lançada a 30 de Outubro desse mesmo ano que serviu de aceitação do sistema. O modelo Yantar-4K1 foi aceite para serviço militar em 1982 com o nome de código Oktan. Em 1984 a produção dos satélites foi transferida do TsKB Samara para o KB Arsenal devido a problemas de capacidade de fabrico.

Os modelos Yantar-4K1 vieram substituir os satélites de reconhecimento da série Zenit. Após o ano 2000 surgiram os modelos melhorados do Yantar-4K2M designados Kobalt-M. A designação Kobalt havia sido originalmente atribuída aos modelos Yantar-4K2 que seriam colocados em órbita pelo foguetão 11K77 Zenit-2.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Local Lançamento
Cosmos 2410	2004-008A	28396	24-Set-04	16:50:00	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/1
Cosmos 2420	2006-017A	29111	03-Mai-06	17:38:00	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/2
Cosmos 2427	2007-022A	31595	07-Jun-07	18:00:00	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/1

Os satélites Yantar-4K2M operam em órbitas típicas com um perigeu a 171 km de altitude, apogeu a 334 km de altitude e com uma inclinação orbital de 65,7º. Têm um comprimento de 6,30 metros e um diâmetro máximo de 2,70 metros. A sua massa é de aproximadamente 6600 kg.

O venerável 11A511U Soyuz-U

O foguetão 11A511U Soyuz-U é a versão do lançador 11A511 Soyuz, mais utilizada pela Rússia para colocar em órbita os mais variados tipos de satélites. Pertencente à família do R-7, o Soyuz-U também tem as designações SS-6 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação Sheldom).

O Soyuz-U é fabricado pelo Centro Espacial Estatal Progress de Produção e Pesquisa em Foguetões (*TsSKB Progress*) em Samara, sobre contrato com a agência espacial russa.

No total já foram lançados 723 veículos deste tipo dos quais somente 19 falharam, tendo assim uma fiabilidade de 97,4%.

O foguetão 11A511U Soyuz-U com o cargueiro Progress M tem um peso de 313000 kg no lançamento, pesando aproximadamente 297000 kg sem a sua carga. Sem combustível o veículo atinge os 26500 kg (contando com a ogiva de protecção da carga). O foguetão tem uma altura máxima de 36,5 metros (sem o módulo orbital). É capaz de colocar uma carga de 6855 kg numa órbita média a 220 km de altitude e com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 410464 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 297400 kg. O seu comprimento atinge os 51,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O módulo orbital (onde está localizada a carga a transportar) pode ter uma altura entre os 7,31 metros e os 10,14 metros dependendo da carga. O diâmetro máximo da sua secção cilíndrica varia entre os 2,7 metros e os 3,3 metros (dependendo da carga a transportar).

O foguetão possui um sistema de controlo analógico e tem uma precisão na inserção orbital de 10 km em respeito à altitude, 6 segundos em respeito ao período orbital e de 2' no que diz respeito ao ângulo de inclinação orbital.

É um veículo de três estágios, sendo o primeiro estágio constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso de 43400 kg, pesando 3800 kg sem combustível. O seu comprimento máximo é de 19,8 metros e a sua envergadura é de 3,82 metros. O tanque de propolente (querosene e oxigénio) tem um diâmetro de 2,68 metros. Cada propulsor tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio).

Cada propulsor tem um motor RD-117 e o tempo de queima é de aproximadamente 118 s. O RD-117 desenvolve 101130 kgf no vácuo durante 118 s. O seu Ies é de 314 s e o Ies-nm é de 257 s, sendo o Tq de 118 s. Cada motor tem um peso de 1200 kg, um diâmetro de 1,4 metros e um comprimento de 2,9 metros. Têm quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão no interior de 58,50 bar. Este motor foi desenhado por Valentin Glushko.

O Block A constitui o corpo principal do lançador e é o segundo estágio, estando equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 99500 kg, este estágio pesa 6550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 280s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Block A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros. O diâmetro máximo dos tanques de propolente é de 2,66 metros.

Este estágio tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio). O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1400 kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.

O terceiro e último estágio do lançador é o Block-I equipado com um motor RD-0110. Tem um peso bruto de 25300 kg e sem combustível pesa 2710 kg. É capaz de desenvolver 30400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um comprimento de 6,7 metros (podendo atingir os 9,4 metros dependendo da carga a transportar) e um diâmetro de 2,66

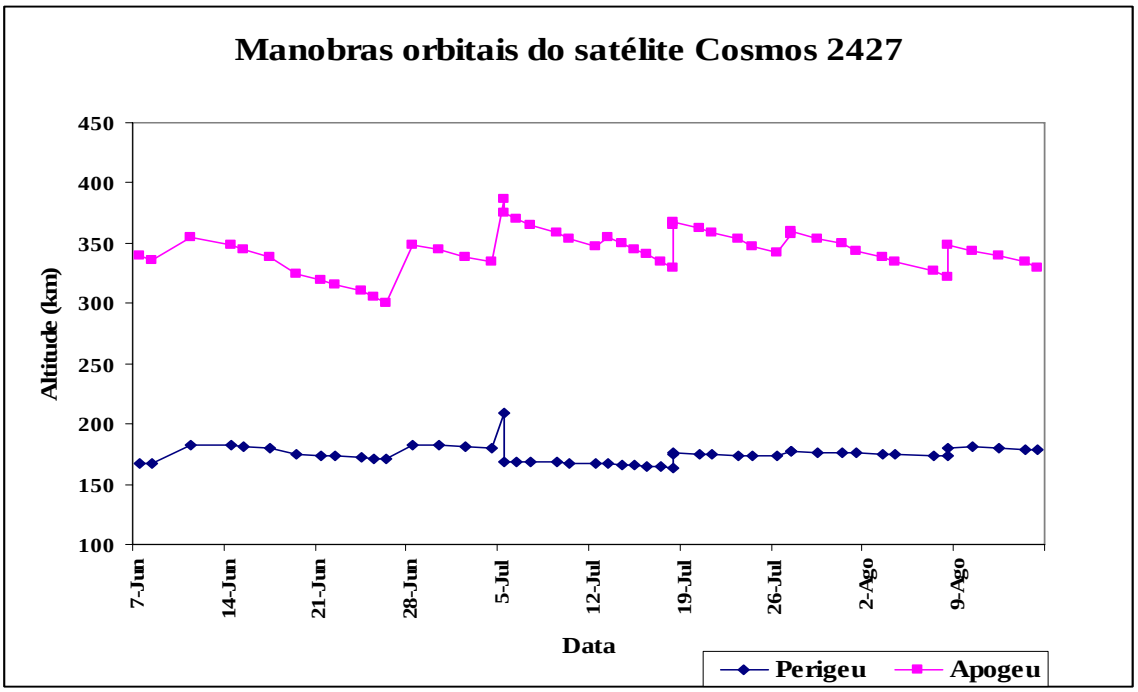
metros (com uma envergadura de 2,95 metros), utilizando como propolentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros.

A tabela seguinte indica os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo com o foguetão 11A511U Soyuz-U.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2005-047	21-Dez-05	18:38:20	F15000-080	GIK-5 Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-55 (28906 2005-047A)
2006-013	24-Abr-06	16:03:25	P15000-100	GIK-5 Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-56 (29057 2006-013A)
2006-017	3-Mai-06	17:38:00	?????	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2420 (29111 2006-017A)
2006-021	15-Jun-06	8:00:00	P15000-096	GIK-5 Baikonur	LC1 PU-5	Resurs-DK1 (29228 2006-021A)
2006-025	24-Jun-06	15:08:18	Zh15000-101	GIK-5 Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-57 (29245 2006-025A)
2006-039	14-Set-06	13:41:00	?????	GIK-5 Baikonur	LC31 PU-6	Cosmos 2423 (29402 2006-039A)
2006-045	23-Out-06	13:40:36	Ts15000-102	GIK-5 Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-58 (29503 2006-045A)
2007-002	18-Jan-07	2:12:15	Zh15000-107	GIK-5 Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-59 (29714 2007-002A)
2007-017	12-Mai-07	3:25:38	Zh15000-106	GIK-5 Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-60 (31393 2007-017A)
2007-022	7-Jun-07	18:00:00	?????	GIK-1 Plesetsk	LC16/1	Cosmos 2427 (31595 2007-022A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 11A511U Soyuz-U sem qualquer estágio superior (Fregat ou Ikar). Este lançador continua a ser o vector mais utilizado pela Rússia. Tabela: Rui C. Barbosa.

O Cosmos 2427 foi colocado numa órbita terrestre baixa com um perigeu a 167 km de altitude e um apogeu a 339 km de altitude, tendo uma inclinação orbital de 67,1º. Nas semanas que se seguiram ao seu lançamento o Cosmos 2427 levou a cabo várias manobras orbitais para elevar o seu apogeu tal como se pode verificar no gráfico seguinte.



GIK-1 Plesetsk (Плесецк)

Ao contrário do que se possa pensar, não cabe ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur nem a Cabo Canaveral a honra de serem os locais de lançamento mais activos do planeta. Essa honra vai para o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, que era até à poucos anos uma das zonas mais secretas da Terra, mas tendo perdido essa actividade após o colapso da União Soviética.

Situado a 62º07'N – 40º03'E, os foguetões lançados desde Plesetsk podem colocar cargas em órbitas com uma inclinação entre os 62,0º e os 83,0º em relação ao equador terrestre. A Rússia tem progressivamente alterado o local de lançamento de muitos satélites de Baikonur para Plesetsk e mesmo quando a utilização dos lançadores Proton terminar, a Rússia deverá abandonar Baikonur e transformará Plesetsk como o local principal para o lançamento dos seus satélites.

Actualmente Plesetsk tem a designação NIIP-53 GNIIP "*53-y Nauchno-Issledovatelskiy Ispytatelnyy Poligon*" (53º Polígono Estatual de Pesquisa Científica) "*Gosudarstvennyy Nauchno-Issledovatelskiy Ispytatelnyy Poligon*" (Poligono Estatual de Pesquisa Científica), controlada pelas Forças Estratégicas de Foguetões.

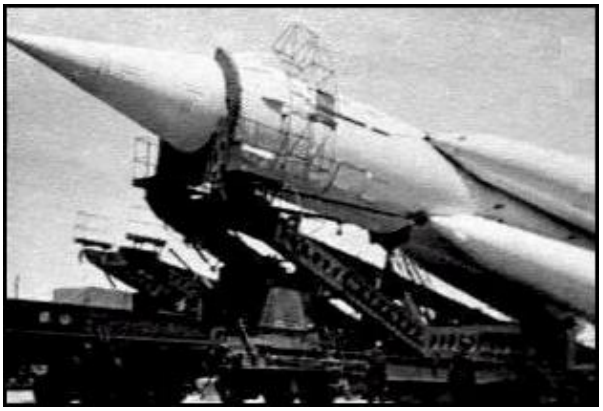
O Cosmódromo de Plesetsk tem uma área de 1.762 Km2 e estende-se 46 km de norte a sul e 82 km de este a oeste. As noites de verão são curtas, e na realidade nunca chega a ficar escuro, enquanto que no Inverno somente há umas horas de luz e a noite é muito longa. As temperaturas são ainda mais extremas em Plesetsk do que em Baikonur, atingindo os –46ºC. Porém, não existem registos que este factor alguma vez tenha afectado o lançamento de foguetões.

Origem de Plesetsk e os primeiros anos

A decisão de construir a base de mísseis balísticos intercontinentais de Plesetsk surge após a União Soviética ter a necessidade de atacar os Estados Unidos com uma maior rapidez do que a possível a partir de Baikonur. O caminho mais curto para o inimigo passava sobre o Oceano Árctico e cedo se tornou óbvia a necessidade de se colocarem o mais a norte possível as plataformas de lançamento do R-7 tirando assim partido do máximo alcance dos mísseis. A nova base teria de ser acessível por caminho-de-ferro, que era a única forma de transporte dos diferentes estágios do míssil de Korolev, ao mesmo tempo que deveria permanecer o mais secreta possível.

A busca pela nova base foi levada a cabo por uma equipa do Ministério da Defesa que acabou por escolher uma área de 200 km^2 em torno da cidade de Mirniy, região de Archangelsk situada a 800 km a Norte de Moscovo, para ser a primeira base operacional para o R-7 Semyorka. À base foi dado o nome de Plesetsk que na realidade ar uma pequena vila a 4 km de Mirniy. Uma terceira base localizada em Krasnoyarsk chegou a estar planeada, mas nunca foi construída.

A 11 de Janeiro de 1957 é emitido o Decreto n.º 61-39 que autoriza a construção da base de mísseis em Plesetsk e em Fevereiro as primeiras equipas de construção chegaram ao local do futuro Cosmódromo. Os primeiros trabalhos foram atrasados pelas duras condições existentes no local com temperaturas que atingiam os –45ºC. A 4 de Julho de 1957 é formada em Bolshevo uma nova unidade militar que seria enviada para Plesetsk em Setembro de 1957. Os mais de 150 homens iriam viver em tendas e em carruagens de comboio até à construção das primeiras instalações em Maio de 1958.



Plesetsk tornou-se na primeira base de mísseis balísticos intercontinentais a partir da qual os mísseis R-7 estavam apontados para os Estados Unidos. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

Plesetsk só foi oficialmente reconhecida pela União Soviética em 1983, sendo anteriormente designada Leningrado-300. Porém já no início dos anos 60 os Estados Unidos tinham conhecimento da existência do "Cosmódromo do Norte" e por várias vezes tentaram levar a cabo voos de reconhecimento fotográfico sobre o território norte da União Soviética para determinar a localização exacta da base. O famoso voo do piloto norte-americano Gary Powers, cujo avião U-2 foi abatido sobre território soviético a 1 de Maio de 1960, tinha como objectivo um voo de costa à costa com o intuito de fotografar Baikonur e Plesetsk. Powers nunca conseguiu fotografar Plesetsk e as primeiras imagens acabaram por ser obtidas pelos satélites da série Corona.

A primeira plataforma de lançamento para o R-7 no complexo Angara, cuja construção é iniciada em Abril de 1958, é declarada operacional em Dezembro de 1959 e nesse mesmo mês é criado o RVSN, Forças de Mísseis Estratégicos, pertencente ao Exército Soviético e que comanda as operações do Cosmódromo. O primeiro R-7 é lançado de Plesetsk a 15 de Dezembro de 1959.

Sendo a primeira base operacional de mísseis balísticos, Plesetsk viu em Agosto de 1960 o início da construção de duas plataformas para o míssil R-16 e em Junho de 1961 eram construídos três silos subterrâneos para o míssil R-16U.

Por várias vezes a base esteve em alerta máximo na confrontação entre os Estados Unidos e a União Soviética durante a Guerra-fria e particularmente durante a crise dos mísseis cubanos, na qual o mundo esteve à beira da confrontação nuclear entre

as duas super potências. Um dos pontos altos teve lugar entre 11 de Setembro e 21 de Novembro de 1961 durante a crise cubana. Nestes dias todas as luzes em Plesetsk tinham de ser desligadas após o pôr-do-sol e as sirenes de alarme de ataque nuclear eram muitas vezes accionadas em ensaios para o pior. Os R-7 estacionados em Plesetsk estavam apontados para Los Angeles, Nova Iorque, Washington e Chicago.

Com o aparecimento dos mísseis de combustível sólido, procurou-se um novo local de ensaios para os novos mísseis. Nesta altura também havia a necessidade de se criar um novo local de lançamentos espaciais capaz de atingir órbitas com grandes inclinações, isto é órbitas polares. A região perto da cidade de Velsk, a 300 km SE de Plesetsk, foi escolhida como a nova zona de testes e futuro Cosmódromo em Dezembro de 1962. No entanto Serguei Korolev não era muito adepto da ideia da construção de um novo local de testes, vendo-o mais como um desperdício de fundos quando Plesetsk poderia ser utilizado para o mesmo efeito. Após apresentar as suas recomendações ao Ministério da Industria da Defesa, a 16 de Setembro de 1963 o Soviete Supremo da União Soviética emitiu um decreto no qual fundia as operações de polígono de testes com as operações de base militar em Plesetsk.

Testes de ICBM em Plesetsk

Os primeiros mísseis de combustível sólido testados em Plesetsk foram os 8K98 RT-2 SS-13 Savage com o primeiro voo com sucesso a decorrer a 26 de Fevereiro de 1966. Em Plesetsk existiam três silos subterrâneos para o RT-2 e em 26 de Abril de 1969 é utilizado pela primeira vez um sistema de controlo automático para lançar um míssil deste tipo. Após o fim dos testes iniciais, o RT-2 foi colocado em Plesetsk para testes operacionais com um total de mais de 140 mísseis a ser disparados desde o Cosmódromo. A 16 de Janeiro de 1970 é disparado o primeiro 8K98P RT-2P Savage (SS-13 Mod 2), uma versão do RT-2 modificada. No total foram disparados 51 RT-2P em Plesetsk até Janeiro de 1972.

Muitos outros mísseis foram testados em Plesetsk, tais como o míssil móvel 8K99 SS-X-15 RT-20 Scrooge em Outubro de 1967. No total foram testados 12 RT-20 dos quais 8 fracassaram, resultando no cancelamento do programa a 6 de Outubro de 1969. A 14 de Março de 1972 é lançado o primeiro míssil móvel 15Zh42 RS-14 Temp-2S SS-16 Sinner a partir de Plesetsk sendo ensaiados um total de 35 mísseis.

Na panóplia de mísseis desenvolvidos pela União Soviética existiu a certa altura a necessidade de se poderem deslocar estas armas tornando-as assim virtualmente indetectáveis aos vários meios de detecção dos Estados Unidos. Um desses sistemas era o do míssil 15Zh44 RT-23 SS-24 Scalpel transportado e disparado a partir de comboios. Os testes do Scalpel foram levados a cabo entre Janeiro de 1982 e Abril de 1985, com o primeiro voo teste realizado a 26 de Outubro de 1982, tendo porém resultado em fracasso. Em Dezembro seguinte dava-se o primeiro lançamento com sucesso do Scalpel desde Plesetsk. Outras versões do Scalpel, 15Zh44 RT-23UTTKh RS-22B SS-24 Scalpel Mod 1 e RT-23UTTKh Molodets, foram testados em Plesetsk sendo lançados a partir de silos subterrâneos, existindo oito silos no Cosmódromo.

O míssil 15Zh44 RT-23 SS-24 Scalpel transportado e disparado a partir de comboios. Os testes do Scalpel foram levados a cabo entre Janeiro de 1982 e Abril de 1985 em Plesetsk. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

Já nos anos 90 foram testadas as últimas gerações de mísseis soviéticos e russos, mais precisamente o RS-12M2 Topol-M SS-25B Sickle.

Lançamentos espaciais a partir de Plesetsk

O satélite Cosmos 112 Zenit-2 n.º 37 (02107 1966-021A) foi o primeiro satélite colocado em órbita desde Plesetsk no dia 17 de Março de 1966 por um foguetão 8A92 Vostok a partir do Complexo LC41/1. No dia 4 de Abril é lançado também de Plesetsk o satélite Cosmos 114 Zenit-4 (02133 1966-028A) por um foguetão 11A57 Voskhod. Estes satélites eram anteriormente lançados desde o Cosmódromo de Baikonur. Estes lançamentos foram detectados no Ocidente pelos alunos do Grupo Kettering, no Reino Unido, que notou a grande inclinação das suas órbitas e como tal deduziu a existência de um novo Cosmódromo no norte da União Soviética. A descoberta foi anunciada a 3 de Novembro de 1966, após o lançamento do satélite Cosmos 129 Zenit-2 n.º 33 (02491 1966-091A) a 14 de Outubro por um foguetão 8A92 Vostok. Muito provavelmente os Estados Unidos já tinham conhecimento da existência de Plesetsk, no entanto não o admitindo com receio de revelar as suas capacidades de espionagem.

Desde então, e até ao final de 2002, foram realizados 1.479 lançamentos orbitais desde Plesetsk, sendo na sua maioria de índole militar. O ano de 1967 foi o ano mais activo em Plesetsk com um total de 69 lançamentos, porém com a queda da União Soviética o número de lançamentos baixou consideravelmente atingindo um mínimo de 4 lançamentos orbitais em 2000. Em 1994 Baikonur realizou mais lançamentos orbitais do que Plesetsk (30 para 19, respectivamente) o que já não acontecia desde 1968 (36 para 30, respectivamente).

Muitos dos lançamentos orbitais e suborbitais realizados desde Plesetsk foram por várias vezes avistados desde a Finlândia e devido à natureza secreta do Cosmódromo surgiram mesmo no interior da então União Soviética vários relatos de observações de objectos voadores não identificados. Com o anúncio da existência do Cosmódromo de Plesetsk pela União Soviética, essas observações encontraram a óbvia explicação lógica.

Plesetsk assistiu também a alguns dos mais mortíferos acidentes com foguetões espaciais ou com operações relacionadas com o lançamento de veículos para a órbita terrestre. Em Agosto de 1983 cinco soldados morreram devido a uma série de curto-circuitos eléctricos e em Janeiro de 1984 três soldados morreram numa explosão registada nas instalações de produção de oxigénio e nitrogénio no Cosmódromo. Porém dois desastres são ainda hoje assinalados no Cosmódromo, dos quais resultaram dezenas de fatalidades. No dia 26 de Junho de 1973 estava previsto o lançamento militar utilizando um foguetão 11K65M Kosmos-3M. O lançamento deveria ocorrer às 2232UTC, mas devido ao mau funcionamento de um sensor que provocou um enchimento em excesso de um depósito de combustível que acabou por originar uma fuga. O lançamento foi cancelado a T-15s e a equipa e controlo iniciou os procedimentos para desactivar o lançador. Entretanto equipas de técnicos foram enviadas para a plataforma de lançamento LC-133. Às 0122UTC do dia seguinte uma violenta explosão sacudiu o complexo de lançamento, originando imediatamente um grande incêndio. No total acabaram por falecer 9 pessoas e 13 ficaram gravemente feridas. As autoridades soviéticas não revelaram o acidente e as vítimas acabaram por ser enterradas numa sepultura comum na cidade de Mirny não muito longe do Cosmódromo. Um memorial às vítimas deste desastre acabou por ser erigido em 1974 em Plesetsk.

Em 1991 surgiram rumores que um grande acidente havia ocorrido em Plesetsk a 18 de Março de 1980 durante o abastecimento de um foguetão 8A92M Vostok-2M que deveria colocar em órbita um satélite do tipo 11F619 Tselina-D Ikar. Enquanto que dezenas de técnicos ainda se encontravam numa das plataformas de lançamento do complexo LC43, fora descoberta uma fuga de combustível nas condutas na plataforma de lançamento. Uma equipa de técnicos no local decidiu estancar a fuga com farrapos húmidos na esperança que acabasse por parar quando o frio intenso congelasse a água. Os farrapos foram obtidos de um camião que se encontrava próximo da plataforma de lançamento e infelizmente vinham contaminados com restos de óleo e combustível. Breves segundos após colocarem os farrapos húmidos na conduta de combustível, estes incendiaram-se. Em menos de um minuto toda plataforma de lançamento se encontrava em chamas e de seguida o foguetão, originando-se uma violenta explosão que destruiu o complexo. Tal como acontecera com o acidente de 1973, nada foi revelado acerca deste caso pela União Soviética. Segundo Boris Chertok, um dos ajudantes de Serguei Korolev, "...nenhum oficial importante morreu neste acidente e é por isso que, naturalmente, nada foi dito ao público. Foi o segundo maior acidente no solo desde 24 de Outubro de 1960."[1] A verdade acerca deste acidente e da utilização dos farrapos para estancar uma fuga de combustível, só foi compreendida após meses de investigações, testes e interrogatórios a testemunhas no local. A comissão oficial que investigou o acidente atribuiu a sua causa ao não cumprimento das regras de segurança por parte de algum pessoal de manutenção no solo. As vítimas acabaram por ser sepultadas no mesmo local onde já jaziam as vítimas da explosão de 27 de Julho de 1973.

Porém, este acidente seria recordado no ano seguinte quando a 23 de Junho de 1981 se evitou por pouco nova catástrofe com o mesmo tipo de lançador. Então, concluiu-se que uma válvula fabricada à base de materiais que em contacto com o peróxido de hidrogénio originava uma reacção em cadeia de explosões, estaria na origem deste acidente.

Mais recentemente a 15 de Outubro de 2002 a explosão de um foguetão 11A511U Soyuz-U provocou a morte de um soldado em Plesetsk e a perda do satélite Foton-M n.º 1 (ver "Em Órbita" n.º 20 Novembro - Dezembro de 2002 e imagem ao lado da Agência ITAR-TASS).

Complexos e instalações em Plesetsk

Uma preocupação que os soviéticos tiveram ao construir a base de mísseis de Plesetsk, foi a não repetição dos erros feitos em Baikonur onde, por exemplo, os complexos habitacionais estão localizados a 30 km do Cosmódromo. Em Plesetsk os complexos habitacionais estão a 2 km do Cosmódromo.

Plesetsk está dividido em dois flancos. O flanco esquerdo está situado ao longo do Rio Emtsa e possui quatro plataformas de lançamento para os foguetões 11A511U Soyuz-U e 8K78M Molniya-M (Complexo Angara), sendo muito semelhantes aos complexos existentes no Cosmódromo de Baikonur para estes veículos. As margens inclinadas ao longo do rio pouparam os esforços de escavação dos fossos das chamas das plataformas. No flanco direito estão situados quatro complexos de lançamento: Complexo Voskhod para os foguetões 11K65 Kosmos-3, dois Complexos Chusovaya para os foguetões 11K65M Kosmos-3M e o Complexo Raduga para o foguetão 63S1M Kosmos-2M, desactivada em 1974.

[1] Boris Chertok referia-se ao conhecido "Desastre de Nedellin" ocorrido no Cosmódromo de Baikonur.

Junto das plataformas de lançamento encontram-se os complexos habitacionais das equipas de serviço nas plataforma, além de instalações de produção de oxigénio e nitrogénio, estações de rasteio e de orientação, centros de comunicações e estação de caminhos-de-ferro.

A cidade de Mirny está localizada a 36 km das plataformas de lançamento e foi uma cidade bem planeada desde o início da sua construção, contendo complexos recreativos e de desporto, fábricas de produtos alimentares, teatros, centros culturais, uma grande diversidade de lojas, hotéis, memoriais e vários parques, além do aeroporto de Pevo.

Quando a primeira geração de mísseis balísticos intercontinentais ficou obsoleta, foi a vez dos mísseis R-16U de Yangel entrarem ao serviço em Plesetsk, ao mesmo tempo que se transformava num Cosmódromo. Em 1968 todas as plataformas do Complexo Angara haviam sido reconvertidas em plataformas espaciais. A primeira plataforma a ser reconvertida foi a SK-1, posteriormente designada LC-41/1. Foi desta plataforma a partir da qual se realizou o primeiro lançamento orbital de Plesetsk. A LC41/1 foi modernizada em 1976 e acabou por ser desmantelada em 1981 após ter sido utilizada para lançar dois mísseis R-7A e 308 lançamentos espaciais. Em 1997 foi iniciada a reconstrução da plataforma para ser utilizada com um novo foguetão lançador Soyuz-2.

Vista geral de duas das plataformas do Complexo Angara inicialmente utilizado para disparar os mísseis balísticos intercontinentais R-7 Semyorka e posteriormente adaptadas para o lançamento de foguetões espaciais. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

A plataforma SK-2 foi desmontada em 1966 e utilizada para a reconstrução do complexo LC-31 em Baikonur que havia sido danificado na explosão de um foguetão após a abortagem de um lançamento. Foi reconstruída entre 1979 e 1981 e designada LC-16/2. A plataforma SK-3 (LC43/3) foi danificada na explosão de um foguetão 11A511U Soyuz-U no dia 18 de Junho de 1987 (0724:59UTC) quando tentava colocar em órbita o satélite Resurs-F1 14F40 n.º 105. Após os trabalhos de reconstrução reentrou ao serviço a 22 de Dezembro de 1988 com o lançamento de um foguetão 8K72 Molniya-M/L que colocou em órbita o satélite Molniya-3 (34) Molniya-3 n.º 52 (19713 1988-112A).

A plataforma SK-4 (LC-43/4) foi destruída na explosão de 18 de Março de 1980, sendo reconstruída e regressando ao serviço em Abril de 1983.

Em Março de 1967 foi inaugurado o Complexo Raduga (LC-133) para o lançamento dos foguetões 63S1 Kosmos-2, sendo realizados 164 lançamentos até 1977 ano em que foi desactivado. O Complexo Voskhod (LC-131) foi utilizado entre 1967 e 1969 para o lançamento dos foguetões 11K65 Kosmos-3, sendo posteriormente substituído pelo complexo LC-132 de onde são lançados os foguetões 11K65M Kosmos-3M. Este complexo é especial impressionante devido ao facto da sua complexidade que necessita de processar cinco tipos diferentes de propolentes e três tipos de gases utilizados nos lançadores. Uma das plataformas foi reconvertida nos anos 90 para ser utilizada no lançamento dos foguetões 15A30 Rokot. O primeiro lançamento do Rokot em Plesetsk teve lugar a 16 de Maio de 2000 (0827:41UTC) colocando em órbita os satélites SimSat-1 (26365 2000-026A) e SimSat-2 (26366 2000-026B).

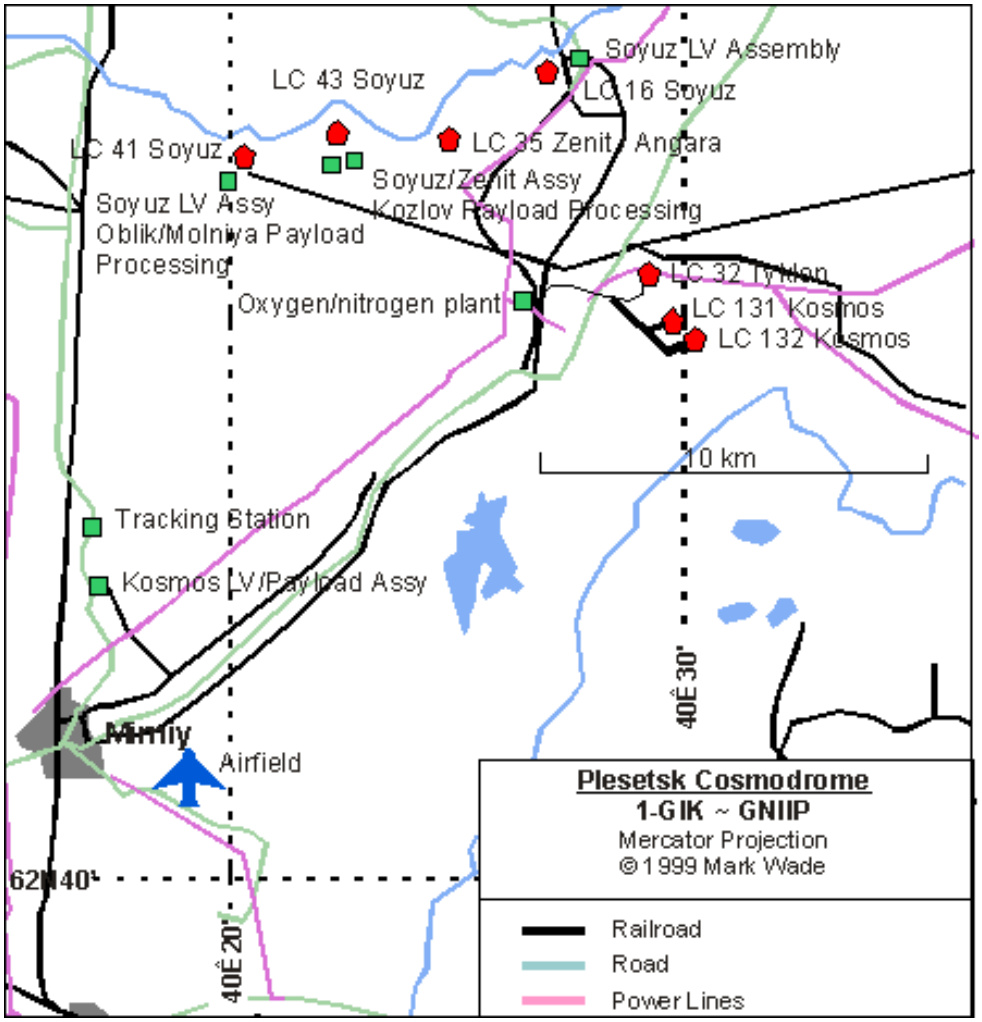
Os foguetões 11K68 Tsyklon-3 são lançados a partir do complexo 11P868 localizado na Área 32, possuindo duas plataformas de lançamento. Possuindo sistemas automáticos, o complexo começou a ser construído em 1971. A sua primeira plataforma ficou operacional a 24 de Junho de 1977 com o lançamento (1030UTC) de um foguetão 11K68 Tsyklon-3 que colocou em órbita o satélite Cosmos 921 GVM (10095 1977-055A). A segunda plataforma foi pela primeira vez utilizada em 12 de Fevereiro de 1979 para o lançamento (0900UTC) do satélite Cosmos 1076 Okean-E 1 (11266 1979-011A) por um foguetão 11K68 Tsyklon-3.

Outros complexos são utilizados para lançar os mísseis Topol-M e os foguetões 15Zh58 Start (complexo LC-158 na imagem em cima do lado esquerdo, no dia 4 de Março de 1997), além de lançamentos suborbitais.

O foguetão lançador 11K77 Zenit-2 estava também planeado para ser lançado a partir do Cosmódromo de Plesetsk e para tal iniciou-se em princípios dos anos 80, a construção do complexo LC-35 (imagem em cima do lado direito). Porém o complexo não ficou terminado antes da desagregação da União Soviética, sendo os trabalhos nas plataformas suspenso dado que o veículo é construído na Ucrânia e não sendo, logicamente, útil para colocar em órbita satélites militares russos. Porém, com os prospectos da nova família de lançadores Angara, os trabalhos no complexo LC-35 foram posteriormente retomados e será aí onde se dará o lançamento inaugural do novo foguetão em 2004 ou 2005.

A localização geográfica do Cosmódromo de Plesetsk não permitiu a instalação de duas estações de controlo que eram o mínimo necessário para suportar o lançamento das versões iniciais do míssil R-7. Como resultado o sistema de controlo de voo do R-7 teve de ser melhorado por forma a poder ser controlado através de somente uma estação de controlo.

A rede original de estações terrestres de controlo utilizadas para os lançamentos a partir de Plesetsk, incluía cinco estações: IP-1 Dobryanka, IP-2 Kluchevoe, IP-3 Naryan Mar, IP-4 Zheleznodorozhny e IP-5 Ilha de Nova Zemlia. Posteriormente foram incluídas na rede as estações IP-8 Norlisk, IP-9 Yakutsk e IP-10 Mirniy (República de Sakha).



Cosmo-SkyMed F1, o olho italiano em órbita

O primeiro satélite da constelação Cosmo-SkyMed, um programa de observação terrestre da agência espacial italiana, foi colocado em órbita a 8 de Junho de 2007.

Os satélites Cosmo-SkyMed (*Constellation of Small Satellites for Mediterranean basin observation*) foram desenvolvidos pela empresa aeroespacial *Alenia Spazio*. O sistema irá monitorizar todo o globo terrestre e em particular a área do Mar Mediterrâneo, proporcionando informação para um variado número de aplicações através de imagens de alta resolução obtidas com intervalos de tempo curtos entre passagens sobre o mesmo ponto do globo. As imagens estarão disponíveis de forma rápida para os diversos clientes do sistema.

Na construção do Cosmo-Skymed, a *Alenia Spazio* coordenou uma equipa industrial constituída por várias companhias incluindo algumas pertencentes ao grupo *Finmeccanica*, tais como a Telespazio (responsável pelo desenvolvimento do segmento terrestre do sistema e pêra sua gerência em órbita (e a *Galileo Avionca* e *Laben* que desenvolve várias partes do radar e da plataforma do satélite).

Os principais objectivos do sistema são o controlo do território nacional e a monitorização de desastres naturais tais como inundações e deslizamentos de terras; monitorização das linhas costeiras, mares e águas interiores; monitorização da agricultura para verificar as colheitas e gerir ciclos de tratamento; cartografia utilizando imagens com uma resolução de cerca de 1 metro. A dupla utilização do sistema (civil e militar) irá também permitir aplicações mais oficiais para protecção territorial e defesa estratégica.

Os satélites Cosmo-SkyMed irão assim proporcionar à Itália um dos sistemas de observação mais avançados a nível tecnológico para garantir uma maior segurança e melhorias no seu nível de vida geral.

A constelação estará completa com 4 satélites e respectiva infra-estrutura no solo. A *Alenia Spazio* está responsável pela construção dos quatro satélites equipados com radares de abertura sintetizada SAR capazes de proporcionar imagens de alta resolução em banda-X (9,6 GHz). O sistema pode ser integrado com os satélites de observação óptica da constelação francesa Plêiades. Todos os satélites serão equipados com equipamento de transmissão de dados particularmente flexível e inovador. Este sistema opera em banda-X com uma antena fixa para permitir uma transmissão de dados a alta velocidade (300 Mbps) para o solo. O sistema de gravação no solo irá adquirir as imagens das áreas sobre as quais os satélites passam mesmo quando não existe ligação para as estações terrestre.

Os satélites, que deverão operar em órbita por um período de cinco anos, são baseados na plataforma Prima e têm uma massa de 1700 kg no lançamento.

O foguetão Delta-2 7420-10C

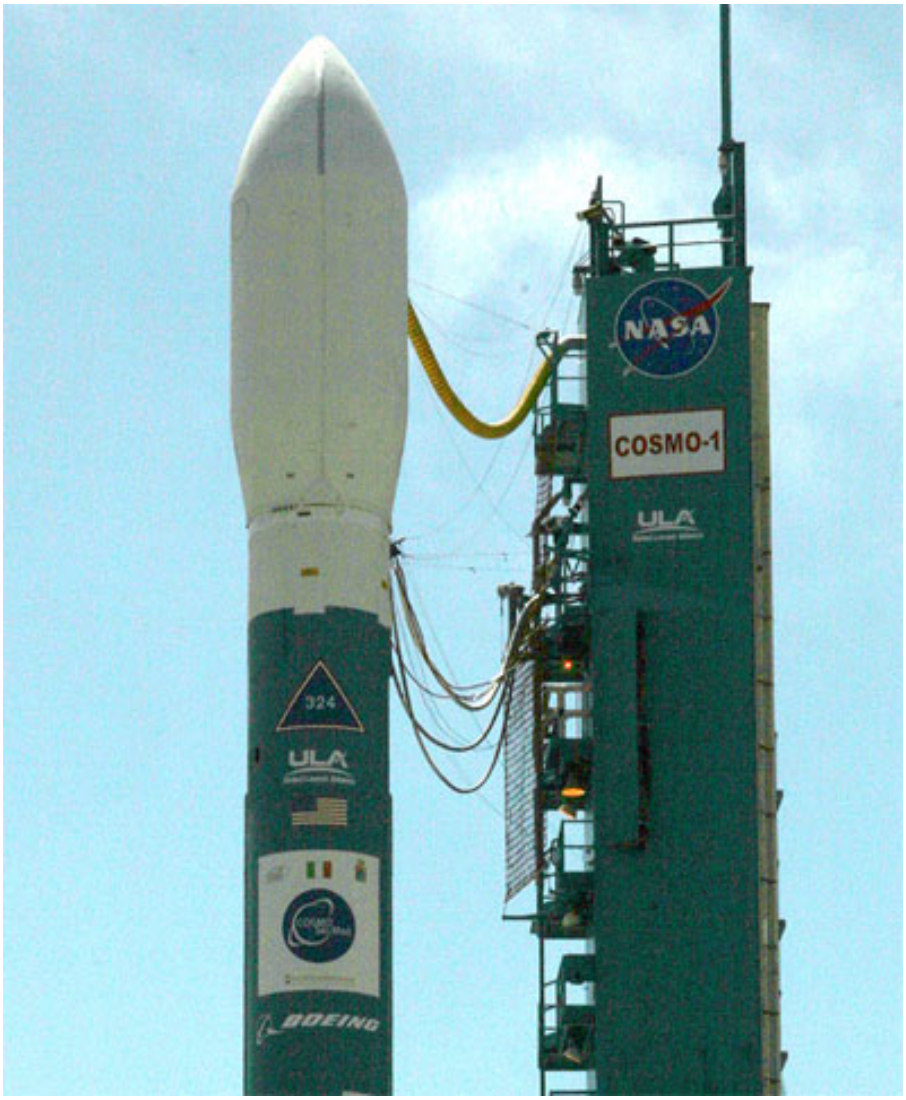
Os foguetões Delta (Delta-2 e Delta-IV) são comercializados pela ULA (*United Launch Alliance*). Este foi o 324º lançamento de um foguetão da série Delta desde 1960, sendo o 128º Delta 2 a ser utilizado (contando com os dois lançamentos das versões Heavy) e o 9º voo da versão 7420-10C. Os Delta são construídos pela *Boeing* em Huntington Beach, Califórnia. As diferentes partes do lançador são montadas em Pueblo, Colorado.

A versão 7420-10C é composta por seis partes principais: o primeiro estágio que é composto pelos propulsores laterais a combustível sólido, o motor principal no corpo principal do lançador, o inter-estágio (que faz a ligação física entre o primeiro e o segundo estágio), o segundo estágio e uma ogiva de 10 pés (3,05 metros) de diâmetro fabricada em materiais compósitos.

O Delta-2 7420-10C atinge uma altura de 38,40 metros e tem um diâmetro de 2,44 metros (sem entrar em conta com os propulsores sólidos na base). No lançamento tem um peso de 165000 kg e é capaz de desenvolver uma força de 3020000 kN. É capaz de colocar uma carga de 3099 kg numa órbita terrestre baixa a 180 km de altitude ou então 1895 kg numa órbita polar sincronizada com o Sol.

Os nove propulsores laterais (GEM-40) TAS – *Thrust Augmented Solids*, são fabricados pela *Alliant Techsystems* e cada um pode desenvolver 45500 kgf no lançamento.

O primeiro estágio (Delta Thor XLT-C) tem um peso bruto de 13064 kg e um peso de 1361 kg sem combustível. Tem um comprimento de 26,1 metros e um diâmetro de 2,4 metros. Está equipado com um motor RS-27A que tem um peso de 1091 kg, um diâmetro de 1,1 metros e uma altura de 3,8 metros. No vácuo produz uma força de 107500 kgf, tendo um Ies de 302 s e um tempo de queima de 274 s. Consome LOX e querosene altamente refinado (RP-1). O RS-27A é construído pela *Rocketdyne*.



O segundo estágio do Delta 2 (Delta K) tem um peso bruto de 6905 kg e um peso de 808 kg sem combustível, tendo um comprimento de 5,9 metros e um diâmetro de 1,7 metros. No vácuo o seu motor Aerojet AJ10-118K (com um peso de 98 kg, um diâmetro de 1,7 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 4425 kgf, tendo um Ies 318 s e um tempo de queima de 444 s. Consome N_2O_4 e Aerozine-50.

O Delta-2 pode ser lançado a partir do Cabo Canaveral (*Air Force Station*), plataformas SLC-17A e SLC-17B, e da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, (plataforma SLC-2W). O *Space Launch Complex-17* (SLC-17) do Cabo Canaveral foi construído pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) para o desenvolvimento do míssil balístico de alcance intermédio (IRBM) Thor, tendo a construção das plataformas A e B sido iniciada em Abril de 1956. Em Setembro desse mesmo ano a Força Aérea ocupou parcialmente a plataforma SLC-17B, tendo o primeiro lançamento sido efectuado a 25 de Janeiro de 1957[2]. A primeira modificação ao complexo SLC-17 teve lugar em 1960 de forma a suportar o lançamento de veículos derivados do Thor. Entre O início de 1960 e Dezembro de 1965 foram lançados 35 foguetões Delta a partir do complexo.

As plataformas foram transferidas para a NASA em 1965, pois para a USAF já não havia qualquer utilização militar para o complexo. Devido ao acidente do Challenger os lançamentos comerciais e militares foram na sua totalidade transferidos para os lançadores convencionais e em resultado a *Boeing* criou o lançador Delta-2. A USAF decidiu também transferir o lançamento dos seus satélites Navstar, anteriormente destinados a serem lançados pelo vaivém, para o novo Delta-2. O complexo SLC-17 foi escolhido como local de lançamento do Delta-2 e o complexo regressou novamente à responsabilidade da USAF em Outubro de 1988. O complexo teve de sofrer obras profundas com a instalação de novas plataformas de serviço, de um sistema hidráulico de elevação de cargas e de um sistema de armazenamento e fornecimento de hidrogénio líquido. A torre de serviço móvel do complexo teve de ver o seu tamanho aumentado em 3 metros de forma a acomodar o novo lançador. O primeiro lançamento do Delta-2 a partir do complexo (plataforma A) teve lugar a 14 de Fevereiro de 1989[3].

[2] O primeiro Thor a ser lançado desde o complexo SLC-17 tinha o número de série 101 e o lançamento resultou num fracasso com a explosão do míssil devido a um problema de contaminação do LOX que originou uma falha numa válvula do motor.

[3] A plataforma utilizada foi a SLC-17A. O lançamento teve lugar às 1830UTC e o foguetão Delta-2 6925 (D184) colocou em órbita o satélite USA-35 / Navstar 2-1 GPS-14 (19802 1989-013A).

A última modificação ao complexo finalizou em Outubro de 1997 e serviu para adaptar a plataforma B ao lançador Delta-3[4]. Assim, a plataforma B podia acomodar os lançadores Delta-2 e Delta-3.

A seguinte tabela indica os últimos 10 lançamentos levados a cabo pelo Delta-2 7240-10C (Tabela: Rui C. Barbosa).

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Satélite
1998-008	14-Fev-98	D253	Cabo Canaveral AFS	LC-17A	Globalstar-1 (25162 1998-008A) Globalstar-2 (25163 1998-008B) Globalstar-3 (25164 1998-008C) Globalstar-4 (25165 1998-008D)
1998-023	24-Abr-98	D256	Cabo Canaveral AFS	LC-17A	Globalstar-6 (25306 1998-023A) Globalstar-14 (25307 1998-023B) Globalstar-15 (25308 1998-023C) Globalstar-8 (25309 1998-023D)
1999-031	10-Jun-99	D270	Cabo Canaveral AFS	SLC-17B	Globalstar-52 (25770 1999-031A) Globalstar-49 (25771 1999-031B) Globalstar-25 (25772 1999-031C) Globalstar-47 (25773 1999-031D)
1999-037	9-Jul-99	D272	Cabo Canaveral AFS	SLC-17B	Globalstar-32 (25851 1999-037A) Globalstar-30 (25852 1999-037B) Globalstar-35 (25853 1999-037C) Globalstar-51 (25854 1999-037D)
1999-041	25-Jul-99	D273	Cabo Canaveral AFS	SLC-17B	Globalstar-26 (25872 1999-041A) Globalstar-28 (25873 1999-041B) Globalstar-43 (25874 1999-041C) Globalstar-48 (25875 1999-041D)
1999-043	17-Ago-99	D274	Cabo Canaveral AFS	SLC-17B	Globalstar-24 (25883 1999-043A) Globalstar-27 (25884 1999-043B) Globalstar-53 (25885 1999-043C) Globalstar-54 (25886 1999-043D)
2000-008	8-Fev-00	D276	Cabo Canaveral AFS	SLC-17B	Globalstar-60 (26081 2000-008A) Globalstar-62 (26082 2000-008B) Globalstar-63 (26083 2000-008C) Globalstar-64 (26084 2000-008D)
2006-016	28-Abr-06	D314	Vandenberg AFB	SLC-2W	CloudSat (29107 2006-016A) CALIPSO (29108 2006-017B)
2007-023	8-Jun-07	D324	Vandenberg AFB	SLC-2W	Cosmo-SkyMed F1 (31598 2007-023A)

[4] O primeiro lançamento do Delta-3 teve lugar a 27 de Agosto de 1998 e resultou num fracasso quando o foguetão Delta-3 (D3-1) não conseguiu colocar em órbita o satélite Galaxy-10.

O foguetão Delta-2 7410C (D324) com o satélite Cosmo-SkyMed F1 no Complexo de Lançamento SLC-2W da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Imagem: Thom Baur.

Lançamento do Cosmo-SkyMed F-1

O início do abastecimento do primeiro estágio do foguetão Delta-2 com querosene altamente refinada (RP-1) teve lugar às 1820UTC do dia 7 de Junho. O abastecimento foi iniciado mais cedo do que é normal de forma a proporcionar mais peso e estabilidade ao lançador num dia ventoso como o que era então esperado na Base de Vandenberg. Os preparativos para a recolha da torre de serviço da plataforma de lançamento foram iniciados às 2030UTC com o processo a ter início às 2053UTC e terminou às 2105UTC. A torre de serviço tem uma altura de 54 metros e foi utilizada para a montagem do lançador na plataforma de lançamento. O Delta-2 é montado na plataforma de lançamento em diversas fases iniciando-se com a colocação do primeiro estágio seguindo-se o segundo estágio e posteriormente os propulsores laterais de combustível sólido. Mais tarde dá-se a colocação da ogiva contendo a carga a ser transportada. Por outro lado, a estrutura também proporciona uma primeira barreira de protecção contra os elementos e serve de acesso aos técnicos aos diversos pontos do lançador.

Pelas 2200UTC os controladores do lançamento tomavam os seus lugares junto das consolas de controlo ao mesmo tempo que na plataforma de lançamento os técnicos e engenheiros levavam a cabo os procedimentos finais ao preparar a plataforma para o lançamento e em antecipação da sua evacuação (que teria lugar às 2245UTC). A contagem decrescente entrava na sua primeira paragem programada às 2221UTC (a T-150m). Esta paragem teve uma duração de 60 minutos e antecedeu o início da denominada *Terminal Countdown* (Contagem Decrescente Terminal). O lançamento estava previsto para as 0221UTC do dia 8 de Junho.

Às 2306UTC era emitida a chamada "*Man Stations for Terminal Count*" que anunciava à equipa de controlo do lançamento o início da *Terminal Countdown*. Logo depois todos os membros da equipa eram questionados sobre o seu estado de prontidão para a contagem decrescente final sem se reportar qualquer problema. Às 2321UTC era então iniciada a *Terminal Countdown*. Após esta paragem teriam ainda lugar mais duas paragens na contagem decrescente a T-15m (com uma duração de 20 minutos) e a T-4m (com uma duração de 10 minutos).

A activação do computador RIFCA (*Redundant Inertial Flight Control Assembly*) foi iniciada às 2326UTC, iniciando-se nesta fase os procedimentos de pressurização dos sistemas de hélio e de nitrogénio do primeiro estágio e dos tanques de propolente do segundo estágio. A pressurização do primeiro estágio foi finalizada às 2346UTC.

A equipa de controlo teve luz verde para o início do abastecimento de oxigénio líquido (LOX)[5] ao primeiro estágio do lançador às 0031UTC do dia 8 de Junho, iniciando-se às 0037UTC. O processo de abastecimento processa-se em duas fases: a primeira é a fase de abastecimento rápido até se atingir 95% da capacidade do tanque, seguindo-se a fase de abastecimento lento.

[5] O oxigénio líquido encontra-se a uma temperatura de -183ºC e está armazenado num tanque com uma capacidade para 127270 litros localizado no SLC-2. O oxidante é bombeado através de um sistema de condutas que atravesse a base da plataforma de lançamento e entra no estágio inferior do foguetão lançador.

Ao longo da contagem decrescente o tanque de LOX vai sendo abastecido de forma a se substituir o oxidante que se vai perdendo devido à evaporação. Pelas 0034UTC era finalizada a activação do sistema de orientação do lançador.

O abastecimento de LOX foi finalizado às 0104:28UTC num processo que teve uma duração de 27 minutos. Nesta fase o lançador encontrava-se já abastecido para o lançamento, com o segundo estágio tendo sido abastecido anteriormente com propolentes hipergólicos (tetróxido de nitrogénio e Aerozina 50).

Com a contagem decrescente a prosseguir sem problemas iniciaram-se às 0114UTC os testes dos comandos de recepção dos sinais do *Range Safety*. Estes sinais seriam utilizados para destruir o foguetão lançador caso o veículo se desviasse da sua trajectória ou se surgisse qualquer problema durante a fase inicial do lançamento. De seguida, pelas 0126UTC, foram levados a cabo uma série de testes de mobilidade dos bocais dos motores do primeiro e do segundo estágio do lançador bem como dos motores vernier. Nestes testes os bocais executam uma série de movimentos de forma a garantir que podem orientar o veículo durante o seu voo. Os testes de mobilidade do segundo estágio terminavam às 0128UTC e os testes do primeiro estágio terminavam às 0132UTC.

A contagem decrescente entrava na sua segunda paragem às 0136UTC (T-15m). Esta paragem tinha como função proporcionar à equipa de controlo do lançamento a oportunidade de resolver qualquer problema que entretanto tivesse surgido no decorrer da contagem decrescente ou retomar alguma tarefa em atraso. A contagem decrescente seria retomada às 0156UTC (T-15m).

Às 0202UTC dava-se a pressurização do tanque de querosene do primeiro estágio e às 0205UTC do oficial de meteorologia dava luz verde para o lançamento. Pelas 0206UTC o satélite começava o processo final de configuração para o lançamento. Às 0207UTC (T-4m) a contagem decrescente entrava na sua terceira e última paragem. Às 0213UTC a equipa de controlo de lançamento estava pronta para retomar a contagem decrescente no entanto pelas 0215UTC era anunciado que seria retomada mais tarde do que o previsto. Uma nova hora de lançamento era anunciada às 0219UTC para as 0234UTC. O adiamento ficou-se a dever a um problema técnico com o foguetão lançador que entretanto seria resolvido. A contagem decrescente foi retomada às 0230:01UTC (T-4m). A T-3m 45s (0230:16UTC) os sistemas do foguetão lançador começaram a utilizar as baterias internas para o fornecimento de energia. Às 0231:16UTC (T-2m 45s) procedeu-se à activação das ordenanças do veículo e às 0231:31UTC (T-2m 30s) o satélite Cosmo-SkyMed F1estava pronto para o lançamento.

A T-2m (0232:00UTC) as válvulas de ventilação do tanque de oxigénio líquido eram encerradas para que se pudesse proceder à sua pressurização. A partir desta altura eram visíveis baforadas de vapor a serem emitidas por uma válvula à medida que a pressão no interior do tanque se estabilizava. O sistema de supressão de ondas de choque da plataforma de lançamento foi activado às 0232:16UTC (T-1m 45s) e a T-1m (2333:00UTC) o *Range Safety* dava luz verde para o lançamento.

Os propulsores laterais de combustível sólido foram armados para o lançamento a T-11s (0233:50UTC) e a T-2s (0233:59UTC) era accionado o botão de lançamento por um dos técnicos da equipa de controlo. A ignição inicia-se com a activação dos dois motores vernier e do motor principal do primeiro estágio, seguindo-se a ignição dos quatro propulsores laterais de combustível sólido.

O lançamento do Delta-2 7420-10C (D324) tem lugar às 0234:00,561UTC. Logo após abandonar a plataforma de lançamento e ultrapassar a altura da torre, o veículo lançador manobrou para Sul sobrevoando o Oceano Pacífico. A T+50s (0234:51UTC) o veículo já havia ultrapassado a área de máxima pressão dinâmica (MaxQ) e às 0235:31UTC (T+1m 30s) os quatro propulsores laterais de combustível sólido já haviam terminado a sua queima separando-se somente às 0235UTC para

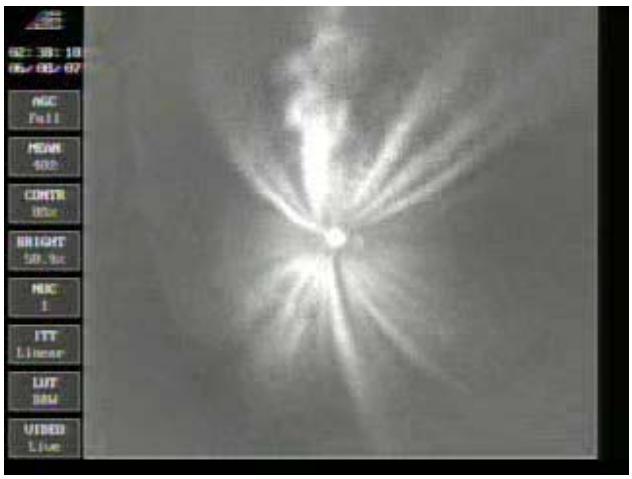
evitar que pudessem cair perto de plataforma petrolíferas situadas ao largo da costa. A T+1m 35s (0235:26UTC) o veículo encontrava-se a uma altitude de 27,8 km e a 9,8 km do local de lançamento.

Às 0238:39UTC (T+4m 38s) dá-se o final da queima do primeiro estágio (MECO – *Main Engine Cut-Off*) separando-se de seguida. A ignição do segundo estágio tem lugar às 0238:43UTC (T+4m 42s) e a separação da ogiva de protecção da carga acontece às 0238:56UTC (T+4m 55s). Pelas 0239:31UTC (T+5m 30s) o lançador encontrava-se a uma altitude de 148,2 km, a uma distância de 589,0 km da Base de Vandenberg e a viajar a uma velocidade de 4,81 km/s. O final da primeira queima do segundo estágio acontece às 0246:06UTC (T+12m 5s).

Atingindo uma órbita preliminar em torno do planeta o segundo estágio ao qual está acoplado o satélite Cosmo-SkyMed F1 inicia uma manobra de rotação ao torno do seu eixo longitudinal de forma a manter uma estabilidade térmica ao longo de todo o veículo. Esta manobra manteve-se até às 0326:01UTC (T+52m) e a segunda ignição do segundo estágio do foguetão Delta-2 7410-10C (D324) teve início às 0327:31UTC (T+53m 30s), terminando 12 segundos mais tarde(0327:43UTC). Após esta manobra o conjunto ficou numa órbita com um perigeu a 619,98 km de altitude, apogeu a 631,54 km de altitude e uma inclinação orbital de 97,86º.

A T+57m 30s (0331:31UTC) uma braçadeira de fixação foi aberta e a T+58m (0332:01UTC) os restantes pontos de fixação do satélite foram cortados com o satélite a separar-se às 0332:06UTC (T+58m 5s).

Às 0351UTC (T+1h 17m) o segundo estágio do lançador terminava uma série de queimas para o retirar do plano orbital onde se encontrava o satélite. Esta manobra colocou o segundo estágio numa órbita com um perigeu a 174,1 km de altitude e um apogeu a 627,9 km de altitude.



Ofeq-7, um novo espião nos céus

Se bem que aguardado há vários meses, o lançamento israelita que teve lugar a 10 de Junho de 2007 naquele que foi o 25º lançamento orbital de 2007, surgiu como uma surpresa. Um foguetão Shaviyt-1 (Shaviyt-2) colocou em órbita terrestre o satélite de observação militar 'Ofeq-7, a partir da base de lançamentos de Palmachin. O lançamento teve lugar às 2340UTC.

A base de Palmachin está localizada a 31,9º de latitude Norte e a 34,7º de longitude Este, a Sul de Tel Aviv. Esta base serve para testar os diversos mísseis desenvolvidos por Israel, além de servir de local de lançamento do foguetão Shaviyt e Shaviyt-1. Os lançamentos orbitais são realizados sobre o Mar Mediterrâneo de forma a evitar que em caso de acidente os destroços do lançador e da sua carga caiam em mãos de países árabes. Em resultado, os satélites são colocados em órbitas retrógradas com uma inclinação mínima de 142º e uma inclinação máxima de 144º em relação ao equador terrestre.

O foguetão Shaviyt-1 resulta de um melhoramento do foguetão Shaviyt que por sua vez deriva do míssil Jericho-II. Este lançador seria aparentemente é muito idêntico ao lançador sul-africano RSA-3. É um lançador a três estágios de combustível sólido, sendo capaz de colocar 225 kg numa órbita a 366 km de altitude com uma inclinação orbital de 143º. Tem um comprimento total de 18,0 metros, um diâmetro de 1,35 metros e um peso de 30000 kg. No lançamento desenvolve uma força de 760000 kN.

O primeiro estágio tem um comprimento de 7,50 metros, um diâmetro de 1,35 metros e uma envergadura de 1,50 metros. Tem um peso bruto de 13990 kg e um peso de 1240 kg sem combustível, tendo um Ies no vácuo de 268s e um Tq de 55s. Este estágio está equipado com um motor a combustível sólido LK-1 que desenvolve uma força de 774000 kN no vácuo e tem um Tq de 55s, tendo um Ies de 272s.

O segundo estágio tem um comprimento de 6,40 metros e um diâmetro de 1,30 metros. Tem um peso bruto de 10971 kg e um peso de 1771 kg sem combustível, tendo um Ies no vácuo de 277s e um Tq de 52s. Este estágio está equipado com um motor a combustível sólido que desenvolve uma força de 519000 kN no vácuo e tem um Tq de 48s, tendo um Ies de 284s.

Finalmente, o terceiro estágio tem um comprimento de 2,60 metros e um diâmetro de 1,30 metros. Tem um peso bruto de 2048 kg e um peso de 170 kg sem combustível, tendo um Ies no vácuo de 298s e um Tq de 94s. Este estágio está equipado com um motor a combustível sólido que desenvolve uma força de 51000 kN no vácuo e tem um Tq de 105s, tendo um Ies de 292s.

O primeiro lançamento orbital de um foguetão Shaviyt teve lugar a 19 de Setembro de 1988 (0932UTC), colocando em órbita o satélite 'Ofeq-1 (16519 1988-087A). Por outro lado o primeiro lançamento do Shaviyt-1 teve lugar a 5 de Abril de 1995 (1116UTC) colocando em órbita o satélite 'Ofeq-3 (23549 1995-018A). O primeiro desaire deste lançador ocorreu a 22 de Janeiro de 1998 (1256UTC), quando devido a um problema com o segundo estágio do lançador, o satélite 'Ofeq-D ('Ofeq-4) mergulhou nas águas do Mediterrâneo. Assim, o Shaviyt-1 tem uma taxa de sucesso de 60%. No entanto convém dizer que esta é uma questão que fica em aberto pois segundo o analista Philip Clark, da *Molniya Space Consultancy*, deverão ter ocorrido dois acidentes com o lançador Shaviyt (ou Shaviyt-1) no terceiro trimestre de 1991 e no segundo ou terceiro trimestre de 1993, havendo mesmo referências em Israel à tentativa de lançamento de dois satélites utilizando um míssil Jericho. Como não existem fontes seguras que possam confirmar a ocorrência ou não destes acidentes, é minha convicção de tais acidentes possam ter ocorrido mas que não tenham envolvido o lançador Shaviyt mas sim o míssil Jericho-II.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Veículo	Carga
1988-087	19-Set-88	9:32:00	Shaviyt (1)	Ofeq-1 (19519 1988-087A)
1990-027	3-Abr-90	12:02:00	Shaviyt (2)	Ofeq-2 (20540 1990-027A)
1995-018	5-Abr-95	11:16:00	Shaviyt-1 (1)	Ofeq-3 (23549 1995-018A)
1998-F01	22-Jan-98	12:56:00	Shaviyt-1 (2)	Ofeq-D
2002-025	28-Mai-02	15:25:00	Shaviyt-1 (3)	Ofeq-5 (27434 2002-025A)
2004-F01	6-Set-04	10:56:00	Shaviyt-1 (4)	Ofeq-F
2007-025	10-Jun-07	23:40:00	Shaviyt-2	Ofeq-7 (31601 2007-025A)

Esta tabela mostra os lançamentos levados a cabo pelo lançador Shaviyt nas suas três versões. Dois destes lançamentos falharam o seu objectivo de colocar em órbita a sua carga. Todos os lançamentos foram levados a cabo desde Palmachin. Tabela: Rui C. Barbosa.

O satélite espião Ofeq-7

Os satélites 'Ofeq (Horizonte em Hebreu) são de desenho e origem inteiramente israelita, sendo desenvolvidos pela IAI – *Israel Aircraft Industries*. O 'Ofeq-7 é um satélite que é estabilizado nos seus três eixos, utilizando uma plataforma ultraleve adaptada para a realização de observações da superfície terrestre em alta resolução. Esta plataforma também pode ser adaptada para a utilização em satélites científicos ou tecnológicos. Este satélite deverá ter uma vida útil de aproximadamente de quatro anos. Segundo fontes israelitas, o principal objectivo do 'Ofeq-7 é a detecção de movimentos de tropas, a localização de bases de mísseis e a construção de centrais nucleares.

O 'Ofeq-7 tem um peso aproximado de 300 kg no lançamento, com uma altura de 2,3 metros e um diâmetro de 1,2 metros, sendo capaz de fotografar objectos com uma resolução superior a 0,70 metros de comprimento a partir de uma órbita com um perigeu a uma altitude de 311 km e um apogeu a uma altitude de 600 km (em comparação com a resolução obtida com o satélite Eros-B). Para o desenvolvimento do Ofeq-7 também contribuíram as empresas *El-Op*, IMI, *Rafael*, *Tadiran-Spectralink*, *Elisara*, além de outras.

O satélite está equipado com uma câmara telescópica desenvolvida pela *El-Op Electro-Optic Industries*, uma subsidiária da *Elbit Systems*, e tem a capacidade de adquirir imagens por debaixo da trajectória do satélite bem como lateralmente ou mesmo em zonas situadas à frente da sua trajectória. De salientar que desde finais de 2000 que os serviços secretos de Israel têm utilizado as imagens do satélite Eros-A1 (26631 2000-079A) lançado pela Rússia a 5 de Dezembro de 2000 por um foguetão 15Zh58 Start-1 a partir do Cosmódromo GIK-2 Svobodniy. Este satélite, do qual o 'Ofeq-5 é muito semelhante, tem servido tanto interesses civis como militares.

Com o lançamento do 'Ofeq-7 Israel tem agora mais uma peça importante para observar os seus vizinhos árabes. De recordar que desde o início dos lançamentos espaciais israelitas as nações árabes vizinhas de Israel denunciaram todo o programa classificando-o como de natureza militar. Ao contrário de países como o Iraque ou Irão, Israel conseguiu desenvolver um lançador espacial encoberto pelo apoio dos Estados Unidos. Por outro lado, Israel desenvolveu o sistema de mísseis Jericho e, juntamente com os Estados Unidos, leva acabo projectos conjuntos para o desenvolvimento do sistema anti-míssil denominado Arrow. As primeiras baterias de mísseis Arrow foram colocadas no activo na base de Palmachin. Este sistema tem como objectivo interceptar os mísseis disparados contra Israel quando se encontram ainda na estratosfera e longo dos seus alvos.

O lançamento do Ofeq-7 ocorreu no decorrer de exercícios militares entre Israel e os Estados Unidos levados a cabo no deserto do Negev. Apesar de serem anunciados como exercícios de rotina, estas manobras podem antecipar o despoletar de uma nova guerra no Médio Oriente onde a tensão com o Irão e a Síria é crescente.

Tal como aconteceu nos lançamentos israelitas anteriores, o lançamento do Ofeq-7 foi levado a cabo sobre o Mar Mediterrâneo de forma a colocar o satélite numa órbita retrógrada, isto é viajando no sentido contrário ao da rotação terrestre. Israel evita assim que o lançador ou a sua carga caiam em mãos inimigas caso ocorra algum problema durante o lançamento.

As primeiras imagens de alta resolução enviadas pelo Ofeq-7 e que mostravam áreas do Médio Oriente, foram recebidas no centro de controlo no dia 13 de Junho. O quadro seguinte mostra a evolução dos parâmetros orbitais do Ofeq-7 nos meses após o seu lançamento

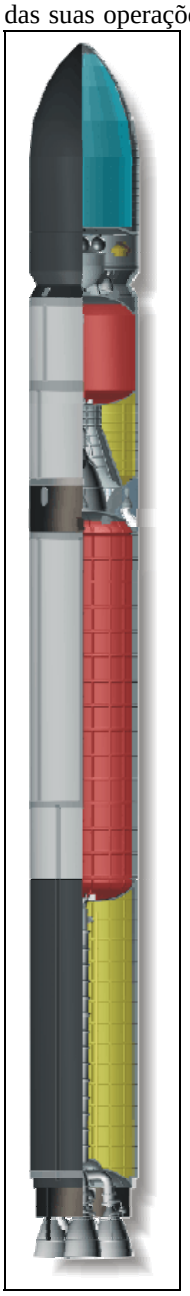
Data	***Perigeu (km)***	***Apogeu (km)***	***Inclinação Orbital (º)***	***Período Orbital (min)***
11 Junho	340	576	141.75	93.75
28 Junho	344	575	141.75	93.78
16 Julho	383	574	141.75	94.18
11 Setembro	384	570	141.75	94.13

Os parâmetros orbitais do Ofeq-7 nos meses após o seu lançamento. Dados: Antonin Vitek Tabela: Rui C. Barbosa.

TerraSAR-X, imagens de alta definição

Sendo o primeiro satélite alemão construído ao abrigo de uma relação entre empresas germânicas públicas e privadas, nomeadamente entre a DLR e a *Astrium*, o TerraSAR-X promete o avanço significativo na obtenção de imagens de detecção remota de alta qualidade para os seus clientes.

O TerraSAR-X foi lançado por um foguetão 15A18 Dnepr-1 desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur a 15 de Junho de 2007. O foguetão 15A18 Dnepr é comercializado pela empresa russa *ISC Kosmotras* que foi criada em 1997 com o objectivo de desenvolver e levar a cabo a utilização operacional do sistema de lançamentos espaciais Dnepr baseado na tecnologia do míssil balístico intercontinental SS-18, eliminado de acordo com o tratado de redução de armamentos nucleares START. Desde o início das suas operações a *ISC Kosmotras* levou a cabo vário lançamentos colocando em órbita dezenas de satélites provenientes de vários países.



O foguetão Dnepr

A resposta soviética ao sistema anti-míssil americano surgiu com o míssil balístico intercontinental R-36M2, também conhecido como SS-18 Satan (ou 15A18). O míssil também era conhecido com o nome Voevoda (que significa líder de um exército, numa óbvia referência ao seu papel). No entanto o R-36M2 foi colocado em serviço num número limitado de unidades devido ao final da Guerra-Fria.

Desenvolvimento do R-36M2

Em Julho de 1979 são emitidas as especificações técnicas e tácticas para um míssil balístico intercontinental de quarta geração com o objectivo de substituir o míssil R-36MUTTKh e que fosse capaz de derrotar o futuro escudo de defesa espacial americano. Em Junho de 1982 o projecto encontrava-se pronto e apresentava motores melhorados e mais resistentes a ataques nucleares. O projecto para o novo motor RD-274 era finalizado em Dezembro de 1982 e o desenvolvimento do motor é concluído em Maio de 1985, sendo o desenho transferido para a *Yuzhnoye* para futura produção.

O decreto formal que autoriza o desenvolvimento do míssil é emitido a 9 de Agosto de 1983 e nele se inclui o motor RD-0255 do estágio superior e os quatro motores vernier do segundo estágio. O míssil teria um novo sistema de lançamento a gás frio e os ensaios do veículo contendo o sistema de lançamento de múltiplas ogivas 15F173 teve início a 23 de Março de 1986.

O primeiro lançamento foi um desastre total quando o sistema de lançamento a gás foi activado e o resto da sequência de lançamento falhou, resultando na explosão do míssil no silo de lançamento. A explosão fez com que a cobertura com um peso de 100.000 kg fosse projectada no ar e criando uma enorme cratera no Complexo de Lançamento LC101 em Baikonur. Foi impossível executar qualquer trabalho de reparação no silo.

Em Maio de 1986 foi decidido que o sistema de transporte de uma única ogiva 15F175, de fabrico russo, fosse utilizado em vez do sistema 15F173 que era de origem ucraniana. Os testes com o sistema 17F173 foram finalizados em Março de 1988 enquanto que os testes do sistema 17F175 foram iniciados em Abril de 1988 e finalizados em Setembro de 1989. Finalmente a 11 de Agosto de 1988 o míssil R-36M2 e o sistema de lançamento 17F173 foram aceites para serviço, enquanto que o sistema 17F175 era aceite a 23 de Agosto de 1990.

O R-36M2 utilizava um sistema de consumo de propolente que minimizava os resíduos, proporcionando um impulso total de 8800 kg (igualando o míssil americano Peacekeeper). A versão equipada com ogivas múltiplas poderia transportar até 36 ogivas com alvos distintos, apesar de somente haver sido planeado utilizar 10 ogivas em serviço. As ogivas eram colocadas numa estrutura especial formando dois 'círculos de morte'. O módulo de pós-propulsão possuía quatro câmaras orientáveis que funcionavam de forma contínua durante a separação das ogivas.

O míssil possuía também um novo conjunto de contra medidas que eram consideradas mais adequadas para enfrentar o sistema anti-míssil americano. O seu sistema de orientação era inercial e era resistente ás radiações nucleares ou aos feixes de partículas, podendo ser lançado mesmo após a ocorrência de deflagrações nucleares nas proximidades dos silos. O sistema de orientação estava equipado com sensores para detectar raios gama e fluxões de neutrões, manobrando o veículo durante a ascensão e afastando-o das explosões nucleares. Todo o veículo encontrava-se protegido por um escudo resistente ao calor, explosões ou raios laser.

No total foram construídos 190 mísseis R-36M2, com a *Yuzhnoye* a desenvolver programas de melhoria dos veículos de forma a prolongar a sua vida útil. No entanto o R-36M2 deveria ser eliminado de acordo com os tratados de redução de armas nucleares START-2. Em 1992 foi dado início à substituição dos R-36M2 pelos mísseis Topol-M e por volta de 1998 somente existiam 58 silos equipados com os velhos mísseis.

A Rússia viu-se assim com um excedente de 150 unidades de R-36M2 que deveriam ser destruídos até 2007, porém foi decidido transformar os mísseis no lançador orbital Dnepr.

Durante os anos 90 uma variedade de versões civis dos mísseis R-36M e R-36M2 foram apresentados como lançadores orbitais comerciais. Estes lançadores utilizavam versões civis dos módulos de transporte de ogivas permitindo o lançamento de múltiplos satélites. Os mísseis que seriam utilizados sem qualquer modificação foram apresentados como RS-20K Konversaya.

A versão Dnepr apresentava modificações nos mísseis incluindo a conversão do veículo num lançador a oxigénio líquido e querosene que utilizava uma plataforma de lançamento em lugar de um silo subterrâneo. Ao contrário do que se pensava o interesse comercial neste tipo de lançadores orbitais foi muito reduzido e a designação Dnepr acabou por ser aplicada a todos os veículos descendentes do R-36M2 lançados a partir de silos em Baikonur.

O Dnepr tem um peso de 211000 kg, sendo capaz de transportar uma carga de 4500 kg para uma órbita a 200 km de altitude com uma inclinação de 46,2º em relação ao equador terrestre, ou então uma carga de 3200 kg para uma órbita a 390 km de altitude com uma inclinação de 51,6º. Tem um comprimento de 42,30 metros e um diâmetro de 3,00 metros, tendo uma envergadura de 3,05 metros.

O veículo utiliza propolentes armazenáveis N2O4 / UDMH nos três estágios, estando o primeiro estágio equipado com um motor RD-274 e o segundo estágio equipado com um motor RD-0225.

O Dnepr é capaz de colocar as suas cargas em órbita com uma precisão de +/- 4,0 km no que diz respeito à altitude orbital e +/- 0,04º no que diz respeito à inclinação orbital, podendo ser lançado para inclinações orbitais de 50,5º; 64,5º; 87,3º e 98,0º. A sua fiabilidade actual é de 97%. Este lançador pode ser referido com uma variedade de nomes nomeadamente: RS-20K, Ikar e 15A18M2.

O Dnepr é ejectado por meio de pressão a gás a partir do seu silo subterrâneo com o motor do primeiro estágio a entrar em ignição após o míssil abandonar o silo.

Lançamento	Data	Local Lançamento	Carga
2000-057	26-Set-00	GIK-5 Baikonur	Saudisat-1A (26545 00-057A) Megsat-1 (26546 00-057B) Unisat (25547 00-057C) Tiungsat-1 (26548 00-057D) Saudisat-1B (26549 00-057E)
2002-058	20-Dez-02	GIK-5 Baikonur	UniSat-2 (27605 02-058ª LatinSat-1 (27606 02-058B) LatinSat-2 (27607 02-058C) SaudiSat-1C (27608 02-058D) Rubin-2 (27609 02-058E) 2001 Trailblazer (27610 02-058F)
2004-025	29-Jun-04	GIK-5 Baikonur	DEMETER (28368 2004-025C) SaudiComsat-1 (28369 2004-025D) SaudiComsat-2 (28370 2004-025E) Saudisat-2 (28371 2004-025F) Aprizesat-1 'LatinSat-C' (28372 2004-025G) Aprizesat-2 'LatinSat-D' (28366 2004-025A) AMSAT-OSCAR 51 (28375 2004-025K) UniSat-3 (28373 2004-025H)
-	22-Dez-04	Dombarovskiy	Teste
2005-031	23-Ago-05	GIK-5 Baikonur	Kirari 'OICETS' (28809 2005-031A) Reimei 'INDEX' (28810 2005-031B)
2006-029	12-Jul-06	Dombarovskiy	Genesis Pathfinder-1 (29252 2006-029A)
2006-F03	26-Jul-06	GIK-5 Baikonur	Belka; Baumanets-1 Unisat-4; PICPOT ION; Sacred KUTESat; ICEcube-1 Rincon; SEDS HAUSat-1; Ncube-1 Merope; Aerocube-1 Polysat-2; Polysat-1 ICEcube-2; Voyager;
2007-012	17-Abr-07	GIK-5 Baikonur	Misr-1 'EgyptSat-1' (31117 2007-012A) SaudiSat-3 (31118 2007-012B) SaudiComsat-3 (31125 2007-012J) SaudiComsat-4 (31124 2007-012L) SaudiComsat-5 (31124 2007-012H) SaudiComsat-6 (31126 2007-012E) SaudiComsat-7 (31119 2007-012C) PolySat-4 AeroCube-2 CSTB-1 MAST (31126 2007-012K) PolySat-3 (31128 2007-012M) Libertad-1 (31129 2007-012N) CAPE-1 (31130 2007-012P)
2007-026	15-Jun-07	GIK-5 Baikonur	TerraSAR-X (31698 2007-026A)
2007-028	28-Jun-07	Dombarovskiy	Genesis-2 (31789 2007-028A)

Esta tabela mostra os 10 últimos lançamentos levados a cabo pelo foguetão 15A18 Dnepr-1. Está também assinalado o lançamento suborbital de ensaio levado a cabo a partir da base de Dombarovskiy a 22 de Dezembro de 2004 serviu para demonstrar o lançamento de um veículo Dnepr-1 a partir de um silo subterrâneo. Nesta tabela está incluído o lançamento do satélite Génesis-2. Tabela: Rui C. Barbosa.

O satélite TerraSAR-X

O satélite TerraSAR-X transporta um radar SAR que opera em banda-X e é capaz de proporcionar detalhes com uma resolução de 1 metro. Os dados proporcionados pelo satélite podem ser utilizados em aplicações científicas, institucionais e comerciais.

O radar a bordo do TerraSAR-X opera em três modos distintos: *ScanSAR*, com detalhes até uma resolução de 16 metros; *StripMap*, com uma resolução até 3 metros; e *Spotlight*, com uma resolução de 1 metro.

A bordo do TerraSAR-X encontram-se também algumas experiências secundárias, tais como um terminal de comunicações a laser desenvolvido pela TESAT e denominado TSX-LCT, além da experiência TOR (*Tracking, Occultation and Ranging*), fornecida pela empresa alemã GFZ Potsdam e pelo CSR (*Center of Space Research*) da Universidade do Texas em Austin, Estados Unidos. A TOR consiste num receptor GPS de dupla frequência denominado IGOR (*Integrated GPS Occultation Receiver*), desenvolvido e construído pela BREC (*Broad Reach Engineerring Company*), de Temple – Arizona, e pela LRR (*Laser Retro Reflector*), que será utilizado para avaliar os dados orbitais de GPS a partir de uma técnica de captação independente.

O TerraSAR-X foi construído pela *EADS Astrium* e é baseado no modelo AstroBus, tendo uma massa de 1250 kg. O satélite deverá operar durante cinco anos em órbita. O satélite é a culminação de longo desenvolvimento científico e tecnológico na Alemanha que foi iniciado em finais dos anos 70. Em Abril e Setembro de 1994 duas experiências com radares SAR-X voaram a bordo do vaivém espacial norte-americano. Estes radares operaram em conjunto com o sistema de radar SIR-C (*Spaceborne Imaging Radar – C-band*) da NASA. Com o sucesso obtido com as missões X-SAR, o radar foi desenvolvido para um interferómetro e em Fevereiro de 2000 esta tecnologia foi novamente utilizada com conjunto com a NASA na missão SRTM (*Shuttle Radar Topogragy Mission*).

Em Abril de 2006 o lançamento do TerraSAR-X estava previsto para ter lugar a 31 de Outubro desse ano, no entanto e após o desastre registado a 26 de Julho desse ano com um lançador Dnepr-1, o lançamento do TerraSAR-X foi adiado para 27 de Fevereiro de 2007. O lançamento seria novamente adiado devido a problemas técnicos com o lançador. A 27 de Fevereiro de 2007 o satélite chegava ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur a bordo de um avião Antonov An-124 Ruslan. Após a chegada ao cosmódromo o satélite foi submetido a uma série de inspecções ao veículo e seus instrumentos ao mesmo tempo que se procedeu à introdução do software final no computador de bordo. Em finais de Março o lançamento do TerraSAR-X estava previsto para ter lugar a 30 de Abril e mais tarde, devido ao adiamento da missão do Dnepr-1 que colocou em órbita um satélite egípcio juntamente com uma carga múltipla de outros pequenos satélites a 17 de Abril de 2007, o lançamento do TerraSAR-X foi novamente agendado para finais de Maio.

O abastecimento do satélite com os propolentes hipergólicos necessários para as manobras orbitais foi levado a cabo na segunda semana de Abril e em princípios de Maio o seu lançamento era novamente adiado para o dia 6 de Junho sendo mais tarde adiado novamente para o dia 15 de Junho. No dia 9 de Junho procedeu-se ao início da colocação do satélite no módulo orbital do foguetão lançador. O TerraSAR-X foi colocado na posição vertical e transferido desde a estação de processamento para o módulo orbital. Após a remoção dos últimos painéis de protecção, do teste de todas as ligações eléctricas e de uma inspecção visual final, os técnicos anunciaram o final desta fase de integração. Após ser colocado no módulo orbital, este foi transferido para o silo de lançamento no Complexo LC109/95 e colocado sobre os estágios inferiores do Dnepr-1

O satélite acabou por ser lançado às 0214UTC com o primeiro estágio a cair na Turqueménia e o segundo estágio a cair no Oceano Índico. O TerraSAR-X separou-se do lançador às 0229UTC e acabou por ficar colocado numa órbita com um perigeu a 507,7 km de altitude, apogeu a 512,5 km de altitude, inclinação orbital de 97,45º e período orbital de 94,85 minutos.

Vigiando o inimigo no mar, a missão NRO L-30

Mais uma missão militar norte-americana foi levada a cabo a 15 de Junho de 2007 com a colocação em órbita de duas cargas secretas. Esta deveria ser mais uma missão do novo consórcio de lançamentos mas acabou por ficar marcada com uma falha no estágio Centaur que acabaria por deixar os dois satélites numa órbita mais baixa do que o previsto.

A ULA

A 2 de Maio de 2005 a *Boeing Company* e a *Lockheed Martin Corporation* anunciaram a intenção de formar uma empresa conjunta denominada *United Launch Alliance* (ULA) que juntava assim duas das mais experientes e bem sucedidas companhias que suportaram a presença americana no espaço por 50 anos. Em conjunto os lançadores Atlas (*Lockheed Martin*) e Delta (*Boeing*) transportaram mais de 850 cargas para a órbita terrestre e não só, desde satélite meteorológicos, de telecomunicações, veículos militares, satélites científicos e sondas interplanetárias que alargaram o nosso conhecimento do Universo.

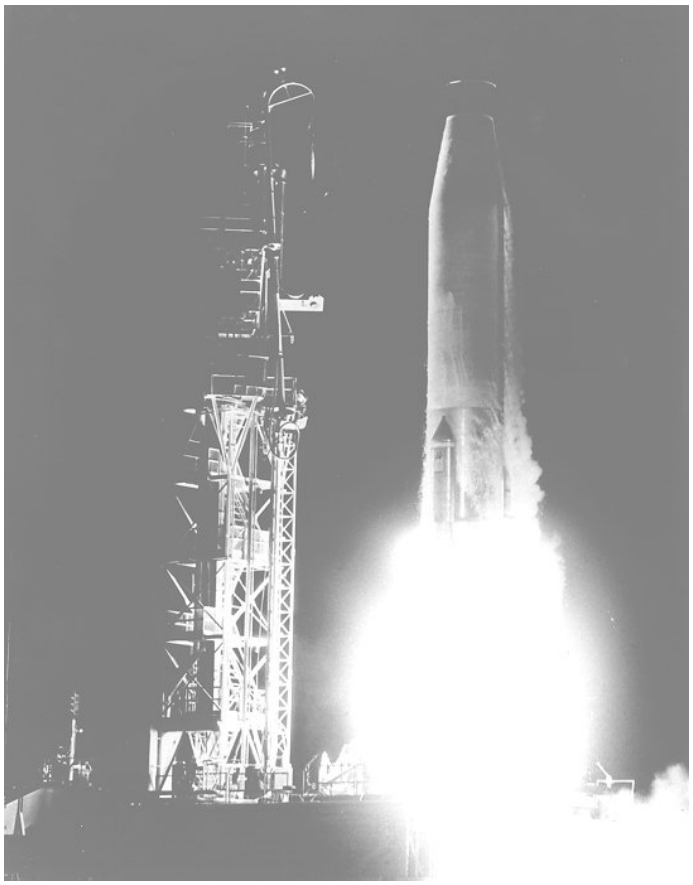
A ULA proporciona assim dois veículos capazes de proporcionar um acesso seguro, económico, fiável e eficiente ao espaço para as missões governamentais americanas, continuando assim uma tradição de apoio às iniciativas espaciais estratégicas norte-americanas com soluções de lançamento avançadas e robustas.

A equipa da ULA engloba mais de 3800 funcionários que trabalham em locais espalhados pelos Estados Unidos. A sede da empresa está situada em Denver, Colorado, com a maior parte das actividades de engenharia e administrativas consolidadas nas instalações da *Lockheed Martin Space Systems Company*. As operações de integração e montagem estão localizadas nas instalações de fabrico e montagem da Boeing em Decatur, Alabama. As estruturas mecânicas do Atlas-5, fabrico da ogiva de protecção, do sistema de adaptação e montagem são levadas a cabo em Harlingen, Texas.

As instalações de lançamento utilizadas pela ULA são o SLC-17 (Plataformas A e B), SLC-37 (foguetões Delta-2 e Delta-4, respectivamente) e o SLC-41 (Atlas) no Cabo Canaveral, e SLC-2W (Delta-2), SLC-6 (Delta-4) e o SLC-3E (Atlas-5) na Base Aérea de Vandenberg.

Breve história dos lançadores Atlas

O míssil balístico Atlas teve a sua origem requisição feita pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) em Outubro de 1945, que conduziu ao desenvolvimento durante a década de 50 dos mísseis Atlas, Navaho, Snark, Matador e Mace. Em 10 de Janeiro de 1946 foram submetidas duas propostas para a construção de mísseis com um alcance de 11.100 km, sendo uma das proposta a de um míssil alado e propulsionado a jacto e a outra proposta e de um míssil supersónico, de trajectória balística e propulsionado por foguetão. A proposta do míssil balístico incluía o aparecimento de novas tecnologias, tal como o desenho de uma estrutura de peso reduzido através do uso de tanques de combustível de parede única e incluídos numa única estrutura monocoque que seria mantida rígida através da pressão interna. A performance deste míssil era quase do tipo "*single-stage-to-orbit*" ao se dar a separação dos motores de ignição inicial durante a ascensão.



A 19 de Abril de 1946 a *Consolidated Vultee Aircraft Corporation* (*Convair*) foi incumbida de construir e testar dez mísseis MX-774 Hiroc de forma a verificar e validar as propostas do novo míssil. Os testes do MX-774 iniciaram-se em San Diego em 1947, mas em Junho desse ano a *Convair*, empresa que propusera as duas propostas iniciais à USAF era informada que havia perdido o concurso para o novo míssil, sendo os contratos atribuídos às empresas *Northrop* e *Martin* que deveriam desenvolver a tecnologia dos mísseis alados e subsónicos.

Os cortes no orçamento para a defesa dos Estados Unidos forçaram a USAF a terminar o contrato com a *Convair* em Julho de 1947, e isto a apenas três meses da data prevista para o primeiro voo. Porém, os fundos ainda disponíveis permitiram a realização de três testes do MX-774 no *White Sands Proving Ground* entre Julho e Dezembro de 1947. Posteriormente, a *Convair* prosseguiu estudos auto-financiados do projecto.

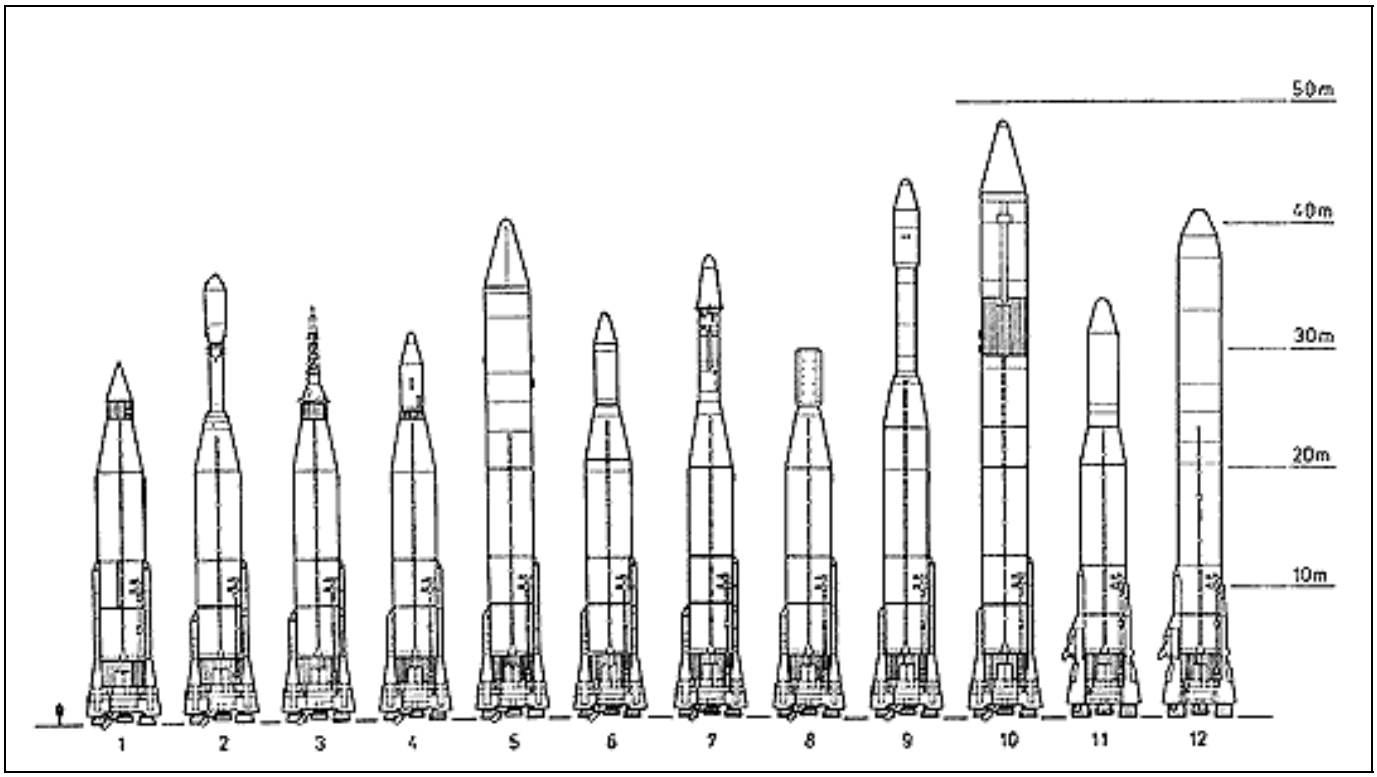
Porém, o início da Guerra da Coreia e o surgimento da Guerra Fria fizeram com que se desse um

aumento nos fundos para a defesa e a *Convair* recebeu um novo contrato em Setembro de 1951 para desenvolver o MX-1593, por forma a iniciar o desenho de um míssil balístico incorporando as características já validadas pelo MX-774. Em 1953 a *General Dynamics*, uma nova divisão da *Convair*, apresenta à USAF um programa acelerado de desenvolvimento do novo míssil. O anúncio público do desenvolvimento do Atlas só surge a 16 de Dezembro de 1954.

Nos primeiros anos da década de 50 um problema que atrasava o desenvolvimento da tecnologia era a baixa fiabilidade dos motores de combustível líquido. Este problema conduziu posteriormente ao conceito de «um estágio e meio» no qual todos os motores entram em ignição antes da decolagem e os motores principais são separados numa determinada fase do voo, sendo este mantido por motores de sustentação. Este método permitia a verificação do bom funcionamento de todos os motores antes do veículo deixar a plataforma de lançamento.

A ordem para o desenvolvimento em grande escala do Atlas surge em Janeiro de 1955, sendo designado WS107A-L (*Weapons System 107A-L*). Na *Convair* o projecto era designado Modelo-7, curiosamente o mesmo número que, na União Soviética, Korolev dava ao seu míssil. Em Setembro de 1955 o projecto de desenvolvimento do Atlas recebe a classificação de prioridade nacional quando os relatórios dos serviços secretos indicam que a União Soviética está adiantada no desenvolvimento da tecnologia dos mísseis balísticos intercontinentais. O projecto torna-se num dos programas mais complexos de desenvolvimento, produção e teste jamais levados a cabo nos Estados Unidos e em certa parte comparável ao Projecto Manhatan.

O primeiro teste do sistema de propulsão tem lugar a 21 Junho de 1956 na Base Aérea de Edwards e resulta num fracasso. Um novo teste realizado no dia seguinte, no qual o motor teve uma ignição de 4s, é coroado de sucesso. Os primeiros veículos de teste são terminados no final desse ano. O primeiro voo do Atlas-A (Atlas-A 4A) tem lugar a 11 de Junho de 1957 e o veículo é destruído devido a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. Um segundo teste (Atlas-A 6A) tem lugar a 25 de Setembro de 1957 e o veículo é novamente destruído, desta vez aos três minutos de voo devido novamente a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. O primeiro voo com sucesso do Atlas-A (Atlas-A 12A) ocorre a 17 de Dezembro de 1957 com o míssil a atingir o alvo localizado a 965 km.



As diferentes versões do lançador Atlas ao longo da História: 1 – Atlas-B Score; 2 – Atlas-Able; 3 – Atlas LV-3 Mercury; 4 – Atlas LV-3 Agena; 5 – Atlas LV-3C Centaur; 6 – Atlas SLV-3 Agena-B; 7 – Atlas SLV-3 Agena-D; 8 – Atlas-E OV-1; 9 – Atlas SLV-3A Agena-D; 10 – Atlas SLV-3D Centaur D-1A; 11 – Atlas-E; 12 – Atlas Agena-D.

O primeiro míssil operacional, o Atlas-D, constituiu a base do lançador das cápsulas tripuladas do Programa Mercury. Utilizando os estágios superiores Agena e Centaur, o Atlas tornou-se no lançador médio por excelência dos Estados Unidos sendo utilizado para lançar veículos para a órbita geossíncrona e sondas planetárias.

O quadro seguinte resume os veículos da família Atlas desenvolvidos desde os anos 50

Veículo Atlas	Características
MX-774	Estudo da *Consolidated-Vultee* para demonstrar a tecnologia que posteriormente seria utilizada no Atlas.
Atlas-A	Primeiro modelo de teste do míssil balístico intercontinental Atlas (Atlas ICBM).
Atlas-B	Primeiro versão completa do Atlas ICBM, possuindo motores separáveis e um único motor de sustentação.
Atlas-C	Última versão de desenvolvimento do Atlas ICBM. Nunca esteve operacional nem tão pouco foi utilizado como lançador espacial.
Atlas-D	Primeira versão operacional do Atlas ICBM e posteriormente utilizado no Programa Mercury.
Atlas-Vega	Projecto que consistia num lançador Atlas equipado com um estágio superior de combustível armazenável. Foi planeado pela NASA como lançador para sondas planetárias e de estudo do espaço profundo antes da disponibilidade do Atlas-Centaur. O desenvolvimento do veículo já era adiantado quando a NASA se apercebeu que a USAF e a CIA já possuíam um lançador virtualmente idêntico em desenvolvimento, o Atlas-Hustler (posteriormente Atlas-Agena) que seria utilizado para as missões Corona de reconhecimento fotográfico. O Atlas-Vega acabou então por ser cancelado.
Atlas-E	Versão inicial totalmente operacional do Atlas ICBM. Sendo utilizado entre 1960 e 1966, era distinto do Atlas-F no seu sistema de orientação. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-F	Última versão operacional do Atlas ICBM, sendo distinto do Atlas-E no seu sistema de orientação. Foi utilizado entre 1961 e 1966. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-Able	Veículo Atlas equipado com um segundo estágio baseado no lançador Vanguard.
Atlas LV-3A / Agena-A	Inicialmente o Agena era designado como Hustler. O veículo era baseado no motor de propulsão nuclear
Atlas LV-3A / Agena-B	Utilização de um estágio superior Agena melhorado.
Atlas LV-3B / Mercury	Utilizado no Projecto Mercury.

A família Atlas-5

A família de lançadores Atlas-5 oferece diferentes versões do mesmo veículo que podem ser utilizadas para colocar em órbita todo o tipo de cargas. O Atlas-5 foi desenvolvido de forma a satisfazer as necessidades da USAF ao abrigo do programa EELV (*Evolved Expendable Lauch Vehicle*) e da demanda internacional por parte da ILS (*International Launch Services*) para satisfazer os seus clientes comerciais e governamentais.

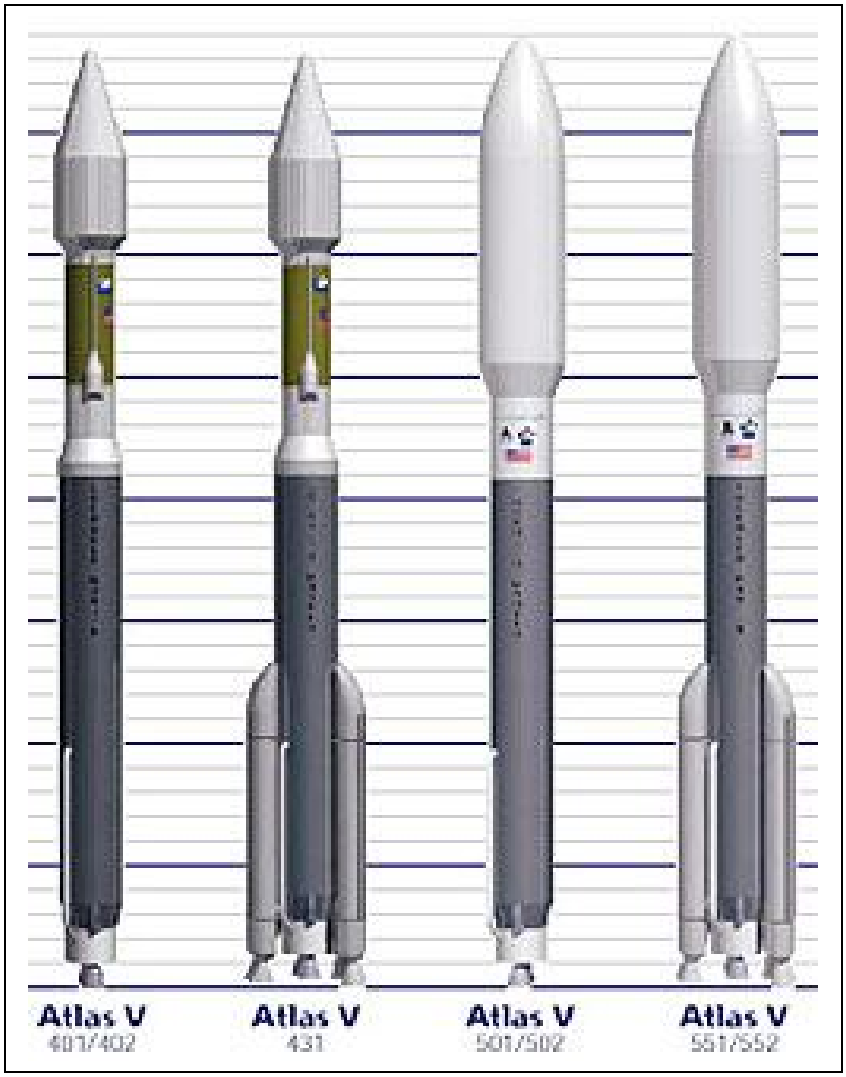
Tendo como base o denominado CCB (*Common Core Booter*), o Atlas-5 divide-se em duas versões: o Atlas-5 400 e o Atlas-5 500. Estas versões podem ser facilmente distinguidas pela utilização da ogiva normal utilizada em anteriores Atlas e este será a versão 400. Por seu lado a versão 500 utiliza uma ogiva muito maior e com um diâmetro de 5,0 metros, sendo baseada na ogiva utilizada pelo lançador europeu Ariane-5. A versão Atlas-5 500 pode ainda incorporar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, aumentado assim a sua capacidade de carga útil.

Tanto a versão 400 como a versão 500 utilizam como segundo estágio uma versão alongada do estágio Centaur (CIII). O CIII pode ser utilizado com somente um motor (*Single-Engine Centaur*) ou então com dois motores (*Dual- Engine Centaur*).

O Atlas-5 pode ser lançado a partir do SLC-41 (*Space Launch Complex-41*) do *Cape Canaveral Air Force Station ou* então do SLC-3W (*Space Launch Complex-3W*) da *Vandenberg Air Force Base*.

De forma geral o Atlas-5 é um lançador a dois estágios podendo ser auxiliado por um máximo de cinco propulsores sólidos acoplados ao primeiro estágio. Pode colocar 12500 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou então 5000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Durante o lançamento é capaz de desenvolver 875000 kgf, tendo um peso de 546700 kg. O seu comprimento total é de 58,3 metros e o seu diâmetro base atinge os 5,4 metros.

O primeiro estágio do Atlas-5, o CCB, tem um comprimento de 32,5 metros e um diâmetro de 3,8 metros, tendo um peso bruto de 306914 kg e um peso sem combustível de 22461 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423286 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 253 s. O CCB está equipado com um motor RD-180 de fabrico russo que consome oxigénio líquido (LOX) e querosene. O RD-180 tem duas câmaras de combustão, tendo um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 5393 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423050 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 150 s.



O RD-180 é o único motor que tem a capacidade de aumentar e diminuir a sua potência durante o voo e que é utilizado em lançadores americanos (não tendo em conta o SSME utilizado nos vaivéns espaciais). Durante o primeiro voo do Atlas-3 (no qual o RD-180 também foi utilizado), o motor utilizou somente 74% do máximo de 423286 kgf que pode desenvolver na fase inicial do lançamento e nos três minutos seguintes aumentou a potência até 92% do total, voltou a diminuir para 65% e a aumentar para 87%. Assim, a capacidade de aumentar e diminuir a potência do motor significa uma viagem mais suave tanto para o foguetão como para a carga que transporta, permitindo também uma utilização mais eficiente do combustível. O RD-150 foi certificado para a utilização no Atlas-5 através de uma série intensiva de testes levados a cabo pela *NPO Energomash*, Khimky, e sob a direcção da *Lockheed Martin*.

Podendo usar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, pesando cada um 40824 kg e tendo um comprimento de 17,7 metros e um diâmetro de 1,6 metros. Desenvolvidos pela *Aerojet*, cada propulsor desenvolve no lançamento uma força de 130000 lgf, tendo um Ies de 275 s e um Ies-nm de 245 s e um Tq de 94 s.

O segundo estágio do Atlas-5, Centaur V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22825 kg e um peso sem combustível de 2026 kg. Desenvolve uma força de 10115 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela *Pratt & Whitney*, consumindo LOX e LH_2. O RL-10A-4-2 tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 kg. No lançamento desenvolve uma força de 10110 lgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do lançador é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (em metros). Assim, por exemplo quando temo um veículo Atlas-5/400, significa que estamos na presença de uma ogiva com 4 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores sólidos utilizados no lançador e pode variar entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-5/400 não usa propulsores laterais de combustível sólido e por isso só veremos este número na versão Atlas-5/500). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode variar entre 1 ou 2 motores.

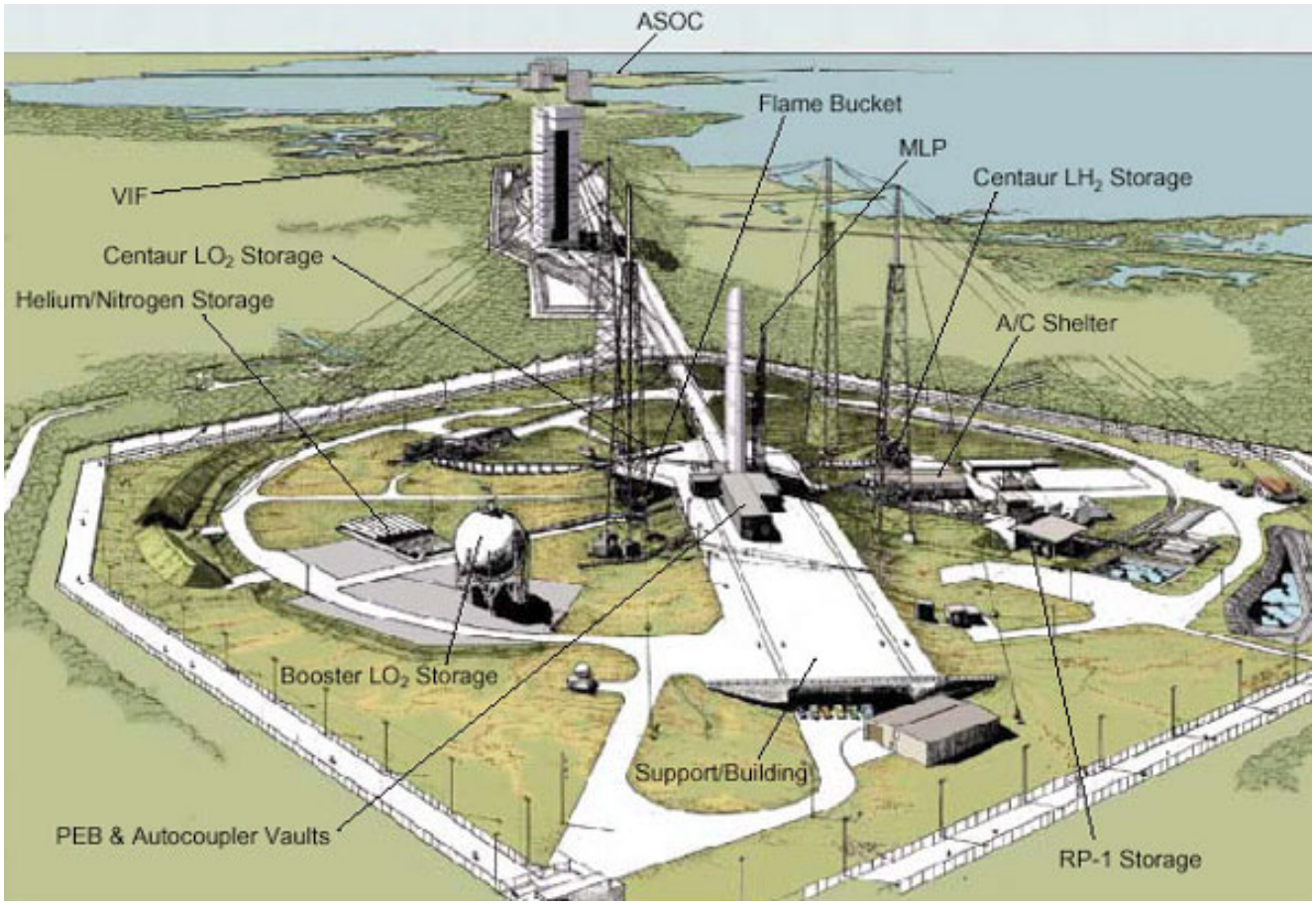
O Space Launch Complex-41 (SLC-41)

A construção do SLC-41 foi iniciada em Abril de 1965 e terminada nesse mesmo ano. Foram necessários mais de 6,5 milhões de metros cúbicos de terra provenientes do Rio Banana, para se fazerem as fundações do complexo, composto por uma torre de serviço móvel MST (*Mobil Service Tower*) e por uma torre umbilical UT (Umbilical *Tower*) que faziam parte das instalações de lançamento dos foguetões Titan. A MST tinha uma altura de 80,7 metros e pesava mais de 2.268 t. Por seu lado a UT atingia os 53,3 metros de altura e pesava 907,2 t.

A USAF aceitou o complexo a 12 de Dezembro de 1965 e utilizou-o pela primeira vez no dia 21 de Dezembro de 1965 para lançar um foguetão Titan-IIIC[6]. Nos anos seguintes o complexo e a plataforma foram utilizados como ponto de partida para várias missões históricas como a Voyager-1, Voyager-2, Viking-1 e a Mars Pathfinder.

Em 1986 o complexo sofreu uma renovação para albergar o lançamento dos foguetões Titan-IV. O primeiro lançamento desta nova versão do Titan deu-se a 14 de Junho de 1989[7] e o último a 9 de Abril de 1999[8].

De forma a compreender a natureza do SLC-41 ajudará visualizando o tamanho do foguetão Titan-IV. Atingindo mais de 34 metros de altura, 10 metros de diâmetro, pesando mais de 861,8 t e gerando mais de 635 t de força no lançamento, o Titan-IV equipado com um estágio superior Centaur era capaz de colocar uma carga de 5,4 t numa órbita geossíncrona. Cargas ainda mais pesadas poderiam ser colocadas em órbitas mais baixas ou em órbitas polares.



A evolução da tecnologia levou a que o Titan-IV fosse considerado obsoleto, tendo a USAF contratado a *Lockheed Martin* para desenvolver um novo sistema de lançamento que é agora o Atlas-5. Os engenheiros da *Lockheed* foram encarregues de desenvolver não só o novo lançador, mas também as instalações de lançamento do novo veículo. Assim, o SLC-41 teve de sofrer uma transformação para albergar o seu novo vector de lançamento. A primeira fase da transformação do complexo passou pela remoção das velhas torres para que as novas torres pudessem ser construídas. A empresa *Olshan Demolishing Management* foi contratada par desmantelar e demolir o velho complexo. O plano inicial previa que as torres fossem desmontadas peça por peça, porém devido ao facto que o calendário dos trabalhos foi progressivamente atrasado devido às investigações relacionadas com acidentes com o Titan-IV, a *Olshan* optou por contratar a empresa *Dykon, Inc.*, para demolir as torres utilizando explosivos.

[6] Neste lançamento o foguetão Titan IIIC (3C-8) foi lançado às 1400:01UTC e colocou em órbita os satélites Transtage- 8 (01863 1965-108A); OV2-3 (01863 1965-108A); LES-3 (01941 1965-108D); LES-4 (01870 1965-108B) e Oscar-4 (01902 1965-108C). O OV2-3 permaneceu ligado ao Transtage-8.

[7] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-1 / 45D-1) foi lançado às 1318UTC e colocou em órbita o satélite militar DSP-F14 (20066 1989-046A).

[8] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-32 / 4B-27) foi lançado às 1701:00UTC e colocou em órbita o satélite militar USA-142 DSP-F19 (25669 1999-017A).

Nesta fase colocava-se o receio das explosões danificarem de qualquer de uma maneira ou de outra o Complexo de Lançamento 39 utilizado pelos vaivéns espaciais, pois estas estruturas localizam-se muito perto do SLC-41.

Depois de serem asseguradas todas as medidas de segurança, a USAF deu luz verde para a demolição das torres que veio a acontecer a 14 de Outubro de 1999. Depois das torres serem abatidas, a *Olshan* iniciou um processo de reciclagem. Durou mais de oito semanas para cortar a torre em pedaços que pudessem ser manejáveis e posteriormente transportados para um edifício situado em Port Canaveral, onde foram recicladas.

Actualmente o SLC-41 é um dos mais sofisticados existentes no planeta e representa a maior alteração na filosofia da indústria de foguetões dos Estados Unidos nos últimos anos. O SLC-41 foi transformado na primeira "*clean pad*" a ser utilizada pelos americanos. Este conceito passa por montar o foguetão num edifício de montagem em vez de se montar o lançador por estágios na própria plataforma de lançamento como se fazia desde os primórdios do programa espacial americano. Sendo montado no edifício de montagem, o lançador é posteriormente transportado para a plataforma de lançamento algumas horas antes da ignição. A "*clean pad*" significa também que a utilização de grandes torres de serviço na plataforma de lançamento deixam de ser necessárias. Da mesma forma, o espaço de tempo gasto na preparação dos lançadores fica mais reduzido e deixam de existir problemas relacionados com as convencionais plataformas de lançamento que podem atrasar o início de uma missão por vários meses.

O centro nevrálgico do SLC-41 é o denominado *Atlas-5 Spaceflight Operations Center* (ASOC), combinando num só lugar o que anteriormente estava espalhado por diversos locais. O edifício onde está localizado o ASOC era anteriormente utilizado para processar os propulsores laterais de combustível sólido utilizados pelo Titan-IV, sendo completamente reformulado e expandido pela *Lockheed*. Situado a 6,6 km da plataforma de lançamento, é neste edifício multiusos para onde o estágio Atlas-5 e o estágio superior Centaur são transportados logo após a chagada ao Cabo Canaveral e vindos das oficinas em Denver, Colorado. Aí, os técnicos da *Lockheed* podem realizar vários testes nos estágios e depois armazená-los temporariamente até ser altura de serem transportados para o edifício de montagem para serem preparados para o lançamento. No interior do ASOC também está situado o centro de controlo de lançamento que alberga os técnicos oficiais da missão, as equipas de engenheiros da *Lockheed*, clientes e os técnicos que controlam a contagem decrescente.

O centro de controlo possui doze consolas de controlo no primeiro andar destinadas à equipa que dirige o lançamento. Entre estas consolas encontra-se a posição do Director de Lançamento, do Assistente do Director do Lançamento, as posições de

controlo e monitorização dos propolentes do Atlas e do Centaur, a posição do controlo de voo e de sistemas eléctricos do lançador, a posição de controlo do software no solo, a posição de controlo das instalações eléctricas, posição de controlo ambiental, de segurança e do monitor que controla os limites de emergência que podem ser atingidos. Ainda no primeiro andar do edifício existem duas salas, situadas à direita da equipa que controla o lançamento, onde está localizada a rede de informática do computador principal e uma estação de controlo operacional por satélite.

No segundo andar do edifício existem três salas que albergam a equipa de engenheiros responsáveis pelo lançador, a equipa que controla a carga transportada e a equipa principal de directores do lançamento. É nesta sala que se toma a decisão final de lançar ou não lançar o Atlas-5. Ainda neste piso existem duas salas com lugares sentados e pontos de observação para engenheiros e clientes observarem o decorrer da contagem decrescente e do lançamento.

A parede frontal da sala do centro de controlo está equipada com vários relógios, mostradores da contagem regressiva, emblemas e um ecrã de vídeo que mostra várias imagens da plataforma de lançamento recolhidas de diferentes ângulos, além de vários gráficos de diferentes dados.

Sendo controlados a partir do ASOC, o Atlas-5 é montado no interior do VIF (*Vertical Integration Facility*). Este edifício, que começou a ser construído em Janeiro de 1999, tem uma altura máxima de 90 metros e está localizado a 550 metros da plataforma de lançamento. No seu interior está situado um guindaste de 60 t com uma capacidade de levantar os diferentes segmentos do Atlas-5 e colocá-los na plataforma móvel de lançamento. Após a verificação dos diferentes estágios no ASOC, estes são transportados na horizontal para o VIF. O CCB segue em primeiro lugar, seguido pela secção cilíndrica que compõe o inter-estágio e do estágio Centaur. A última peça deste lego é a secção "*boat-tail*". As missões futuras serão também aqui colocados os propulsores laterais de combustível sólido.

Após a montagem, o lançador passa por mais uma série de testes antes da carga a transportar ser entregue no VIF para montagem. O satélite é processado e abastecido do seu combustível de manobra num local separado do VIF e que tanto pode ser as instalações comerciais da *Astrotech* localizadas em Titusville, a 35 km de distância, ou então num edifício governamental caso se tratem de cargas militares ou da NASA. Após o processamento o satélite é colocado no interior de um contentor de segurança e protecção antes de deixar o e edifício de processamento e de iniciar a sua viagem até ao SLC-41. No SLC-41 é levantado até ao nível superior do estágio Centaur e colocado no seu topo. Segue-se um teste IST (*Integration Systems Test*) entre o foguetão lançador e a sua carga para confirmar uma boa ligação entre os dois e que ambos estão prontos para o lançamento. Segue-se o transporte até à plataforma de lançamento.

O VIF foi construído de forma a suportar ventos de furacão até uma velocidade de 225 km/h. Possui várias plataformas móveis que possibilitam o acesso às diferentes zonas do foguetão e está equipado com uma porta reforçada com uma largura de 12,5 metros e uma altura de 84 metros que se recolhe na vertical, permitindo o transporte dos vários estágios do Atlas-5 para o interior do edifício e a posterior saída do lançador para a plataforma de lançamento. Na construção do VIF foram utilizados 200 camiões de cimento (que equivaleram a 1.376 m^3 de cimento) para a construção das suas fundações e 3.250 t de aço para a construção das suas paredes.

Lançamento	Data	Veículo	Missão	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Satélite
2002-038	21-Ago-02	401	AV-001	Cabo Canaveral	SLC-41	Hot Bird-6 (27499 2002-038A)
2003-020	13-Mai-03	401	AV-002	Cabo Canaveral	SLC-41	Hellas Sat-2 (27811 2003-020A)
2003-033	17-Jul-03	521	AV-003	Cabo Canaveral	SLC-41	Rainbow-1 (27852 2003-033A)
2004-048	17-Dez-04	521	AV-005	Cabo Canaveral	SLC-41	AMC-16 (28472 2004-048A)
2005-009	11-Mar-05	431	AV-004	Cabo Canaveral	SLC-41	Inmarsat-4 F-1 (28628 2005-009A)
2005-029	12-Ago-05	401	AV-007	Cabo Canaveral	SLC-41	MRO (28788 2005-029A)
2006-001	19-Jan-06	551	AV-010	Cabo Canaveral	SLC-41	New Horizons (28928 2006-001A)
2006-012	20-Abr-06	411	AV-008	Cabo Canaveral	SLC-41	Astra-1KR (29055 2006-012A)
2007-006	9-Mar-07	401	AV-013	Cabo Canaveral	SLC-41	ASTRO (30772 2007-006A) MidSTAR-1 (30773 2007-006B) NextSat-CSC (30774 2007-006C) STPSat-1 (30775 2007-006D) FalconSAT-3 (30776 2007-006E) CFESat (30777 2007-006F)
2007-027	15-Jun-07	401	AV-009 Pyxis	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-194 (31701 2007-027A) USA-194(2) (31703 2007-027C)

Esta tabela mostra os dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão Atlas-5. Tabela: Rui C. Barbosa.

O programa SB-WASS (NOSS)

O programa SB-WASS (*Space Based Wide Area Surveillance System*) é um programa militar secreto que utiliza grupos de três satélites (tripletos) para executaram vigilância militar naval. Também denominado RANGER estes satélites fazem parte da segunda geração de satélites NOSS, com o primeiro grupo de veículos deste programa foi colocado em órbita a 8 de Junho de 1990[9]. O lançamento foi levado a cabo num azimute de 51º, mas uma manobra de alteração do plano orbital colocou o satélite numa órbita circular a 454 km de altitude e com uma inclinação de 61º. Uma manobra posterior levada a cabo a 19 de Junho de 1990 elevou a inclinação orbital para 63,4º e após esta manobra foram separados três subsatélites.

A identidade destas cargas colocadas em órbita não era muito clara inicialmente, com várias interpretações a serem discutidas, incluindo a possibilidade da haver uma relação com os subsatélites de vigilância electrónica libertados pelos KH-9.

Porém, é claro que estes dois tipos de lançamentos incluíram a colocação em órbita de conjuntos de tripletos de subsatélites que foram colocados em órbitas com uma inclinação de 63º que lhes permite manter uma formação estável em torno do planeta. Logo, estes subsatélites foram interpretados como sendo provavelmente relacionados com o programa NOSS. Cada um destes veículos deverá ter uma massa de várias centenas de quilogramas, consistente com a presença de um sensor de infravermelhos avançado para detecção tal como foi reconhecido existir no programa NOSS.

Um segundo tripleto foi lançado a 8 de Novembro de 1991[10]. Uma terceira tentativa de lançamento foi fracassada no dia 2 de Agosto de 1993 quando um foguetão Titan-403A (K-11 45F-9) explodiu pouco depois de ter sido lançado (1959UTC) desde o Complexo SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg. A constelação operacional foi completa com o lançamento de mais um tripleto de veículos a 12 de Maio de 1996[11].

Tanto a então *Martin Marietta* como a *Lockheed* foram as principais empresas contratadas para este programa.

Os primeiros satélites da terceira geração NOSS (obviamente pertencentes à classe SB-WASS) foram colocados em órbita a 8 de Setembro de 2001[12]. Foi com surpresa que se assistiu ao aparecimento de somente dois satélites em órbita resultantes deste lançamento o que levou a especulações relativas à possível não separação de um terceiro veículo. No entanto esta questão ficou resolvida com o lançamento levado a cabo a 2 de Dezembro de 2003 e que resultou igualmente na colocação em órbita de somente dois satélites o que indicava uma terceira geração de veículos.

Não deixa de ser curiosa que devido a uma razão desconhecida o *US Strategic Command* só lista a existência de um satélite quer para o lançamento levado a cabo a 8 de Setembro de 2001 quer para o lançamento levado a cabo pelo lançamento realizado a 2 de Dezembro de 2003. Porém, é catalogado para

[9] Um foguetão Titan-405A (K-4 45H-4) foi lançado (0522UTC) da plataforma de lançamento LC41 do Cabo Canaveral e colocou em órbita os satélites USA-59 (20641 1990-050A), USA-60 (20682 1990-050B), USA-61 (20691 1990-050C), USA-62 (20692 1990-050D) e possivelmente um quinto objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

[10] Um foguetão Titan-403A (K-8 45F-2) foi lançado (0707UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-72 (21775 1991-076A), USA-74 (21799 1991-076C), USA-76 (21808 1991-076D) e USA-77 (21809 1991-076E).

[11] Um foguetão Titan-403A (K-22 45F-11) foi lançado (2132:00UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-122 (23862 1996-029D), USA-119 (23893 1996-029A), USA-120 (223907 1996-029B), USA-121 (23908 1996-029C), USA-123 TIPS Ralph (23936 1996-29E), USA-124 TIPS Norton (23937 1996-029F) e possivelmente mais um objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

[12] Um foguetão Atlas-2AS (AC-160) foi lançado (1525:05UTC) do complexo de lançamento SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita o satélite USA-160 (26905 2001-040A) e USA-161 (26907 2001-040C).

cada lançamento um objecto C denominado como "destroço" resultante de cada lançamento. Muito provavelmente o segundo satélite foi "erradamente" catalogado como destroço como forma de encobrir a natureza dos veículos. Os dois satélites podem ser rapidamente detectados voando em formação com o auxílio de binóculos.

Os satélites NOSS da terceira geração terão um peso combinado aproximado de 6500 kg e são produzidos pela *Lockheed Martin Astronautics*, em Denver.

Actualmente existem mais de 17 veículos de vigilância naval em operação. Cada grupo de três satélites voa em formações triangulares com uma separação de 55,6 km. Cada grupo de satélites envia dados relativos à localização e direcção de determinada embarcação que seja observada pelos seus sensores electrónicos e de interferometria. Uma base de dados global e em tempo real relativa às movimentações de cada embarcação é constantemente actualizada à medida que os dados de cada grupo de satélites são combinados com outros dados e com dados provenientes de sistemas de vigilância da USN e da Guarda Costeira dos Estados Unidos.

Lançamento da missão NRO L-30

Após ser integrado no interior do VIF o foguetão Atlas-5 é transportado para o complexo de lançamento algumas horas antes da missão. Para a missão AV-009 Pyxis este transporte teve início às 1607UTC do dia 16 de Junho de 2007. A plataforma móvel de lançamento é puxada por duas locomotivas diesel até ao complexo de lançamento que se encontra a 550 metros do VIF. A plataforma tem um comprimento de 16,7 metros, uma largura de 13,7 metros e uma altura de 56,4 metros até ao topo do mastro de serviço que serve como segurança contra a força do vento e alberga as condutas de abastecimento criogénico para o estágio Centaur, além de condutas de ar condicionado para a carga no topo do lançador. As condutas de abastecimento do estágio Atlas passam através da base e pela da plataforma até ao fundo do lançador. No total o transporte do lançador até ao complexo de lançamento tem uma duração de duas horas e a plataforma atinge uma velocidade máxima de 3,2 km/h. Após a chegada ao complexo de lançamento a plataforma móvel é fixada nos seus pontos de sustentação e procede-se à ligação das condutas de fornecimento de propolentes. Por seu lado as locomotivas regressam à segurança do VIF. O Atlas-5/401 (AV-009 Pyxis) chegou ao complexo de lançamento pelas 1630UTC. Nesta altura o lançamento estava previsto para ter lugar às 1518UTC do dia 14 de Junho.

A contagem decrescente com uma duração de sete horas teve início às 0814UTC com o lançador a ser electricamente activado e com os sistemas de hidrogénio e oxigénio líquido a serem preparados para o abastecimento. Nas horas que se seguiram os técnicos da ULA e a equipa de controlo do lançamento levou a cabo alguns testes operacionais ao sistemas do lançador, preparou os sistemas de abastecimento do estágio Centaur, verificou as baterias internas do lançador e da sua carga secreta, preparou os sistemas hidráulicos e o sistema de propulsão do primeiro estágio Atlas, procedeu à configuração do sistema de supressão das ondas de choque do complexo de lançamento e procedeu ao acondicionamento térmico das zonas de armazenamento criogénico do complexo de lançamento.

Por voltas das 1215UTC era finalizado um teste do sistema de comunicação em banda-C com o *Range Safety*. Este sistema de comunicação permite ao *Eastern Range*, controlado pela Força Aérea dos Estados Unidos, seguir a ascensão do foguetão durante o lançamento.

Às 1238UTC (T-2h) a contagem decrescente entrava na primeira de duas paragens programas. Esta paragem teve uma duração de 30 minutos e teve como objectivo proporcionar alguma margem de manobra para a resolução de problemas que entretanto tenham surgido no decorrer da contagem decrescente, permitindo também que a equipa de controlo retome qualquer

actividade ou processo que entretanto se tenha atrasado. Não existindo qualquer problema com o lançador, com a sua carga e com os sistemas de apoio no solo, a contagem decrescente foi retomada às 1308UTC (T-2h).

O acondicionamento térmico da plataforma móvel de lançamento para o abastecimento criogénico do lançador teve início às 1309UTC. Este processo é necessário para diminuir os efeitos do choque térmico do fluxo dos propolentes criogénicos que serão abastecidos no lançador. O abastecimento de oxigénio líquido (LOX) ao estágio Centaur teve início às 1324UTC atingindo o nível de voo às 1356UTC. Entretanto, às 1337UTC, era finalizado o acondicionamento térmico dos sistemas do tanque de oxigénio líquido do primeiro estágio, dando-se de seguida luz verde para o início do abastecimento. Pelas 1345UTC iniciava-se o acondicionamento térmico das condutas de hidrogénio líquido (LH_2). Este processo terminou às 1408UTC iniciando-se de seguida o abastecimento de LH_2. Nesta altura procedeu-se também ao início do arrefecimento do motor do estágio Centaur de forma suportar o choque térmico da entrada dos propolentes criogénicos. O abastecimento de LH_2 ao estágio Centaur terminou pelas 1426UTC e o abastecimento de LOX ao primeiro estágio terminou às 1430UTC.

Imagens da contagem decrescente a 14 de Junho de 2007. Neste dia o lançamento acabou por ser adiado devido a um problema técnico com o *Range Safety*. Imagens: ULA via *NASASpaceflight.com*.

Pelas 1409UTC o *Range Safety* informava que um dos sistemas necessários para o apoio ao lançamento se encontrava desactivado. Os técnicos começaram a trabalhar no problema e esperavam que este estivesse resolvido pelas 1500UTC. Os preparativos finais do sistema de controlo de voo foram iniciados às 1413UTC.

Às 1452UTC iniciava-se a sequência de fornecimento de propolente ao motor RD-180 do primeiro estágio preparando-o assim para o lançamento. Este processo terminaria às 1502UTC. Os dados relativos ao controlo do foguetão lançador foram enviados para o computador de bordo do veículo às 1457UTC. Estes dados são baseados nas mais recentes leituras relativas aos ventos em altitude e auxiliam no controlo do lançador no seu voo.

A contagem decrescente entrava na sua segunda paragem às 1504UTC (T-4m). Esta paragem estava programada para ter uma duração de 10 minutos durante os quais a equipa de controlo teria a oportunidade de rever todos os sistemas antes de prosseguir com a contagem decrescente. Pelas 1507UTC o problema com o *Range Safety* parecia estar resolvido e era dada luz verde para se prosseguir com a contagem decrescente. Entretanto pelas 1509UTC era anunciada uma nova hora de lançamento que teria lugar às 1522UTC. Porém, uma nova hora de lançamento era anunciada às 1514UTC com o início da missão a ser adiado para as 1544UTC. Inicialmente não fora divulgada qualquer razão para este atraso mas mais tarde um representante da ULA revelou que os problemas anteriores com o *Range Safety* voltaram a ressurgir obrigado assim a mais um adiamento. Apear de pelas 1536UTC o *Range Safety* voltar a informar que se encontrava pronto para o lançamento, este acabaria por ser adiado por 24 horas às 1539UTC devido aos constantes problemas técnicos não garantirem a segurança e o sucesso da missão.

A contagem decrescente do dia 15 de Junho decorreu sem problemas de maior. Às 1224UTC (T-2h) a contagem decrescente entrava na primeira de duas paragens programas, sendo retomada às 1254UTC, não existindo qualquer problema com o lançador, com a sua carga e com os sistemas de apoio no solo.

O acondicionamento térmico da plataforma móvel de lançamento para o abastecimento criogénico do lançador teve início às 1255UTC e o abastecimento de LOX ao estágio Centaur teve início às 1307UTC atingindo o nível de voo às 1340UTC.

Entretanto, às 1324UTC, era finalizado o acondicionamento térmico dos sistemas do tanque de LOX do primeiro estágio, dando-se de seguida luz verde para o início do abastecimento. Pelas 1328UTC iniciava-se o acondicionamento térmico das condutas de LH2. Este processo terminou às 1350UTC iniciando-se de seguida o abastecimento. Às 1357UTC procedeu-se também ao início do arrefecimento do motor do estágio Centaur de forma suportar o choque térmico da entrada dos propolentes criogénicos. O abastecimento de LH_2 ao estágio Centaur terminou pelas 1422UTC e o abastecimento de LOX ao primeiro estágio terminou às 1448UTC.

Pelas 1405UTC o *Range Safety* informava que não existiam quaisquer problemas que impedissem o normal decorrer da Contagem decrescente.

Às 1357UTC iniciava-se a sequência de fornecimento de propolente ao motor RD-180 do primeiro estágio preparando-o assim para o lançamento. Os preparativos finais do sistema de controlo de voo foram iniciados às 1359UTC. A contagem decrescente entrava na sua segunda paragem às 1449UTC (T-4m). Pelas 1454UTC era indicada uma nova hora de lançamento que deveria ter lugar às 1512UTC. Este adiamento deveu-se à necessidade de os engenheiros estudarem um problema técnico com uma válvula de drenagem de hidrogénio líquido. O problema acabou por se encontrar resolvido pelas 1500UTC e a contagem decrescente era retomada às 1508UTC (T-4m) após os controladores indicarem que tudo estava a decorrer sem qualquer problema.

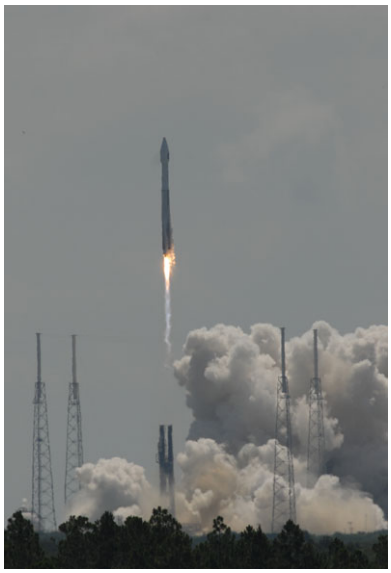
Os sistemas pirotécnicos no solo foram armados às 1508UTC (T-3m 50s) e a T-3m (1509UTC) o sistema de abastecimento de LOX ao primeiro estágio do lançador era encerrado para permitir a pressurização do tanque. Na mesma altura dava-se a pressurização do tanque que RP-1. às 1510UTC (T-2m) iniciava-se o processo de transferência para as fontes de energia internas tanto do primeiro estágio como do estágio Centaur, e logo de seguida foi encerrado o sistema de abastecimento de hidrogénio líquido ao estágio superior.

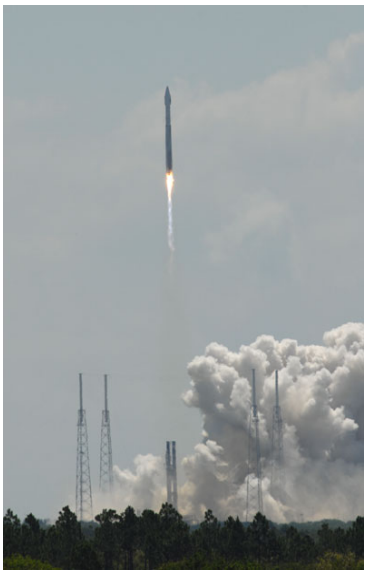
O sequenciador automático computadorizado começou a controlar os processos finais da cotagem decrescente às 1510UTC (T-1m 50s) e o sistema de controlo do lançamento foi activado às 1510UTC (T-1m 30s). O sistema de finalização de voo era armado nesta altura. Este sistema poderia ser utilizado para destruir o lançador caso surgisse algum problema na fase inicial do lançamento.

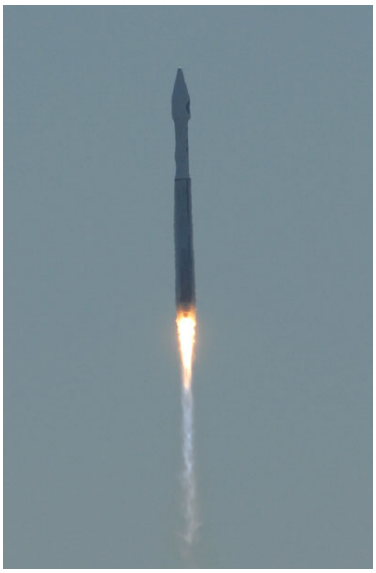
O clássico "*Go Atlas!! Go Centaur!!*" foi escutado às 1511UTC (T-20s) após a equipa de controlo do lançamento verificar que tudo estava pronto para a primeira missão do NRO a ser levado a cabo pela ULA. O lançamento do Atlas-5/401 (AV-009 Pyxis) ocorreu às 1512UTC. A T+50s (1512UTC) o programa de rotação estava completo. Neste programa o lançador executa uma manobra na qual se coloca na trajectória de voo necessária para cumprir a sua missão. Nesta missão o Atlas-5 seguiu uma trajectória em direcção a Nordeste, dirigindo-se para um plano orbital onde se encontram os satélites de vigilância oceânica lançados em 1996[13]. Pelas 1513UTC (T+1m 25s) o Atlas-5 ultrapassava a velocidade do som e entrava na zona de máxima pressão dinâmica (MaxQ).

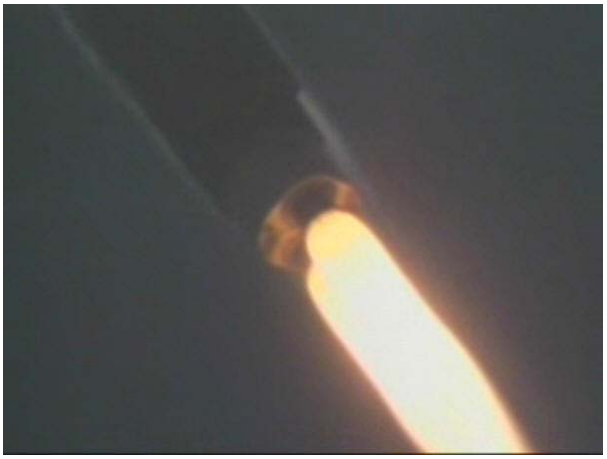
[13] Trata-se do satélite USA-122 'NOSS B-4' (238 62 1996-029D) lançado por um foguetão Titan-403A (K-22 45F-11) às 2132UTC do dia 12 de Maio de 1996 a partir do Complexo de Lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg. Nesta missão foram também colocados em órbita os satélites USA-119 'SDS B-2' (23893 1996-029A), USA-120 'SSU' (23907 1996-029B), USA-121 'SSU' (23908 1996-029C), USA-123 'TIPS Ralph' (23936 1996-029D), USA-124 'TIPS Norton' (23937 1996-029E).

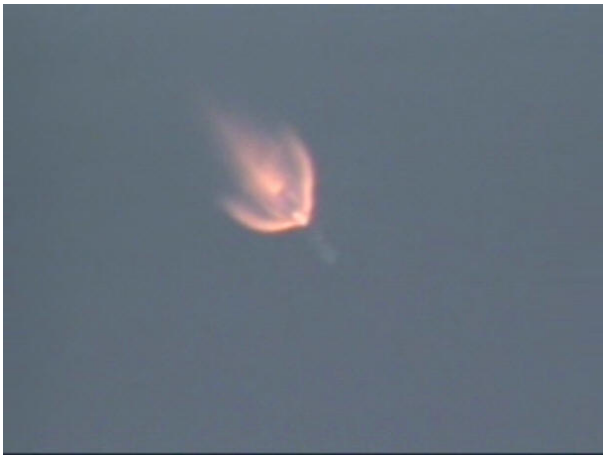
Pelas 1516UTC (T+4m 15s) o motor RD-180 do estágio Atlas CCB terminava a sua queima e o estágio inicial separava-se do lançador. A ignição do motor RL10 do estágio Centaur ocorria às 1516UTC (T+4m 23s). A separação das duas metades da ogiva de protecção da carga transportada na missão AV-009 ocorria às 1516UTC (T+4m 38s) pois já não eram necessárias. Os detalhes fornecidos ao público sobre o decorrer da missão após a separação da ogiva de protecção foram escassos devido à natureza da missão. O final da primeira queima do estágio Centaur tinha lugar pelas 1530UTC (T+18m 50s) atingindo-se uma órbita preliminar no qual o conjunto se manteve até T+1h 21m 35s (1633UTC) altura em que se iniciou a segunda queima do estágio. Esta segunda queima terminou às 1634UTC (T+1h 22m 31s). A separação da carga terá ocorrido às 1636UTC (T+1h 24m 42s).











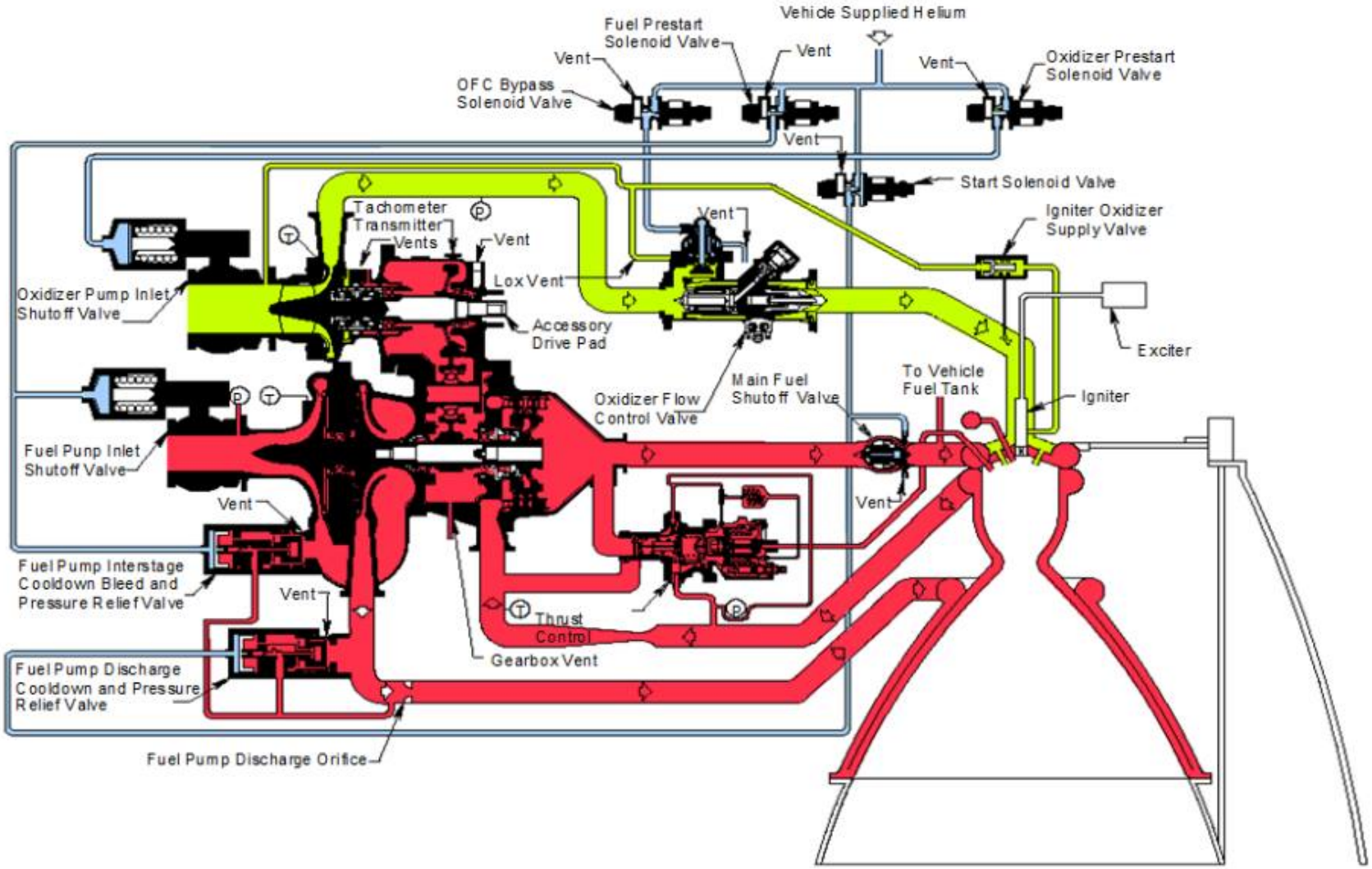
Nas horas que se seguiram ao que parecia ter sido um lançamento bem sucedido, tornou-se claro para a Força Aérea dos Estados Unidos que nem tudo correra bem no decorrer da queima do estágio Centaur. Segundo a fonte militar norte-americana "uma anomalia técnica resultou numa pequena degradação da performance do lançador" fazendo com que a sua carga ficasse colocada numa órbita mais baixa do que o previsto. Apesar dos problemas registados com o estágio Centaur, todas as outras fases do voo decorrerem sem problemas.

A investigação que se seguiu ao problema registado com o estágio Centaur terá determinado que a causa dos problemas na sua segunda ignição esteve relacionada com uma fuga de hidrogénio no motor RL10 (na página seguinte pode-se observar o esquema de fluxo de propolentes no motor RL10).

A carga da missão AV-009 deveria ter sido colocada numa órbita com um perigeu a 1000 km de altitude e um apogeu a 1200 km de altitude. No entanto os satélites separaram-se numa órbita com um perigeu a 776 km de altitude e um apogeu a 1246 km de altitude[14]. Os veículos foram capazes de atingir as suas órbitas operacionais utilizando os seus próprios meios de propulsão.

[14] Segundo dados referidos na lista de discussão SeeSat.

RL10B-2 ENGINE PROPLELLANT FLOW SCHEMATIC



BIGELOW
Wellcome to the Future

Antecipando o futuro do turismo espacial, o Genesis-II

Sendo ainda tarefas de pioneiros, o Espaço um dia será um destino de férias preferencial para muitos. Algumas empresas antecipam a criação de hotéis em órbita e na Lua e a empresa *Bigelow Aerospace* foi pioneira no ensaio de protótipos módulos insufláveis que um dia poderão ser utilizados na construção de estruturas habitáveis em órbita.

O Génesis-II

O lançamento bem sucedido do módulo Genesis-I levou à criação do módulo Génesis-2. O Genesis-I foi lançado a 12 de Julho de 2006 por um foguetão 15A18 Dnepr-1 a partir da Base de Dombarovskiy. Após o lançamento do Genesis-I a *Bigelow Aerospace* aumentou a sua base de conhecimento, melhorando a utilização de muitos dos materiais e sistemas utilizados no primeiro veículo e incorporando-os na construção do Genesis-II, resultando num veículo similar mas muito melhorado. Com os melhoramentos no controlo do módulo e conjunto de sensores, foi possível melhorar a interacção com o público. Estes novos melhoramentos contribuíram para o objectivo da empresa: a evolução do desenvolvimento do produto a caminho dos voos tripulados.

Desde o lançamento do Genesis-I a empresa triplicou a capacidade de comunicação com os seus veículos permitindo assim uma maior cobertura ao utilizar estações de rastreio no Alasca e no Havai. O lançamento do Genesis-II necessitou que a empresa fosse capaz de coordenar operações simultâneas com os dois módulos em órbita e com o aumento das estações no solo é assim possível estabelecer comunicações durante cinco horas por dia com os veículos em órbita. O aumento desta capacidade trouxe um aumento da monitorização do Genesis-II durante a fase inicial de aquisição de dados.

Esta pequena constelação de veículos trouxe à *Bigelow Aerospace* novos desafios no que diz respeito à forma como é coordenada a utilização dos recursos de ligação de dados, comando e controlo, além do processamento de dados provenientes dos veículos. Em 2008 a *Bigelow Aerospace* prevê a criação de novos locais de comunicação tanto nos Estados Unidos como noutros países.

O sistema de visualização a bordo do Genesis-II é um dos exemplos de como a empresa pretende utilizar as suas capacidades de comunicação melhoradas. O sistema de visionamento contém melhoramentos no seu desenho em relação ao Genesis-I. Esforços consideráveis foram levados a cabo pelos engenheiros da *Bigelow Aerospace* para melhorar a performance, fiabilidade e capacidade de fluxo de dados do sistema de forma a melhorar as imagens de cada uma das 22 câmaras colocadas no interior do módulo. Alguns demonstradores tecnológicos incluíram uma rede de comunicação refinada em relação ao Genesis-I, interfaces duplas de Firewire e Ethernet, e vários tipos de novas câmaras, incluindo câmaras articuladas e câmara sem fios para a obtenção de imagens exteriores.

As imagens obtidas a partir das câmaras no interior do módulo são enviadas para o controlo de missão proporcionando uma observação da carga transportada a bordo. No voo do Genesis-II a *Bigelow Aerospace* expandiu as cargas transportadas tanto em número como em complexidade. Isto levou á criação do programa "*Fly Your Stuff*" que permitiu aos seus clientes observar os seus próprios objectos a flutuar num ambiente de microgravidade. Um novo sistema exterior de projecção de imagem permitiu também a visualização de imagens no corpo principal do veículo. A interacção do público foi expandida nas actividades após o lançamento com o projecto "*Space Bingo*".

O objectivo final da *Bigelow Aerospace* será o lançamento de um veículo que possa ser tripulado em órbita. Como um passo fundamental para as missões tripuladas, o conjunto de sensores a bordo do novo módulo foi melhorado com a inclusão de sensores de pressão, temperatura, controlo de atitude e radiação. Estes sensores irão permitir levar a cabo uma melhor caracterização do ambiente numa órbita terrestre de baixa altitude e o impacto que este ambiente tem nos componentes do módulo, tanto no interior como no exterior. Estes melhoramentos também afectam o ambiente para organismos biológicos de pequena escala e insectos. O novo habitat inclui novos sistemas de controlo de ar e gestão de utilização da água, sensores ambientais e manipuladores robóticos como preparação para a acomodação de sistema de vida de maiores dimensões. A bordo do Genesis-II foi transportado uma pequena experiência biológica, a Biobox, contendo pequenos insectos, escorpiões, baratas e uma quinta de formigas.

O Genesis-II está equipado com um sistema insuflável com vários tanques, sendo um melhoramento em relação ao único tanque que equipava o Genesis-I. Ao utilizar vários tanques a fiabilidade do processo é aumentada e permite um maior controlo da utilização do gás disponível. Este é o próximo passo evolucionário em direcção à manutenção de múltiplos sistemas de fornecimento de gás para as futuras missões tripuladas.

O edifício de montagem, integração e teste da Base de Dombarovskiy é o local de preparação das cargas a serem colocadas em órbita pelo foguetão 15A18 Dnepr que são dali lançados. Imagem: *ISC Kosmotras*.

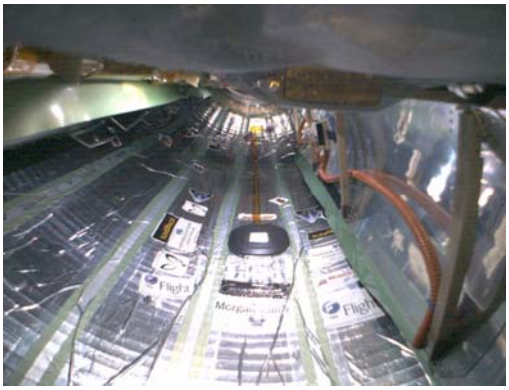
O Genesis-II contém o mesmo sistema de controlo e manutenção de atitude que foi utilizado no Genesis-I com melhoramentos que proporcionam uma precisão mais refinada na orientação do veículo e uma maior capacidade na eliminação dos movimentos de rotação que surgem após a separação do último estágio do lançador. Os sistemas magnéticos de controlo de torque, os magnetómetros, sensores GPS e sensores solares anteriormente utilizados foram aumentados com a inclusão de giroscópios e um sistema de medição de precisão, permitindo uma estabilização mais rápida do veículo e proporcionando uma capacidade de demonstração de tecnologia necessária para o futuro planeamento de novos veículos.

Novas camadas de material foram adicionadas na parte exterior do Genesis-II adicionando-se assim mais salva guardas para o veículo e para os seus subsistemas. Estas camadas adicionais oferecem melhor protecção contra a colisão de micro meteoritos e melhor gestão térmica, auxiliando também na caracterização da protecção necessária para futuras missões.

Com uma aparência exterior semelhante à do Genesis-I, o Genesis-II tinha um comprimento de 4,4 metros e um diâmetro de 1,9 metros que se expandiu para 2,54 metros em órbita, tendo uma massa de 1360 kg.

Lançamento do Genesis-II

O lançamento do Genesis-II estava previsto para 30 de Janeiro de 2007 sendo adiado para o dia 19 de Abril devido à necessidade de os engenheiros da *ISC Kosmotras* testarem e avaliarem o desempenho do foguetão lançador. Este adiamento surgiu em consequência do acidente com um foguetão 15A18 Dnepr-1 registado a 26 de Junho de 2006 e lançado desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur.



O Genesis-II estava inicialmente previsto para chegar a Dombarovskiy a 15 de Março, sendo a sua chegada adiada para 25 de Março na mesma altura em que o seu lançamento era adiado para o dia 26 de Abril. O módulo acabou por chegar à base de lançamento no dia 27 de Março.

Em meados de Abril a *ISC Kosmotras* decidiu que seria necessário um novo adiamento do lançamento do Genesis-II pios teria a necessidade de proceder a melhoramentos para aumentar a eficácia e fiabilidade dos sistemas do lançador. Todos estes melhoramentos foram levados a cabo nos lançadores Dnepr. O lançamento era então adiado para o dia 23 de Maio. Nesta altura o Genesis-II já havia passado pela fase de testes e trabalhos de preparação finais, aguardando assim a sua integração com o último estágio do seu foguetão lançador.

A 17 de Maio era anunciado um novo adiamento da missão Genesis-II devido à necessidade de se proceder a mais testes ao equipamento de suporte no solo do lançador 15A18 Dnepr-1, aumento assim para um total de seis meses de atraso no projecto devido a problemas com o foguetão lançador. Estes testes foram solicitados à *ISC Kosmotras* pelas autoridades russas antes de permitirem o reinício dos lançamentos a partir de Dombarovskiy. A 29 de Maio era anunciado que o lançamento do Genesis-II teria lugar a 28 de Junho.

A informação proporcionada pela *Bigelow Aerospace* acerca deste lançamento foi extremamente escassa. O lançamento acabou por ter lugar às 1502:20,741UTC do dia 28 de Junho e o satélite separou-se do último estágio do lançador pelas 1516UTC. O Genesis-II acabou por ficar colocado numa órbita com um perigeu a 546,4 km de altitude, apogeu a 569,8 km de altitude, inclinação orbital de 64,51º e período orbital de 95,83 minutos. Os primeiros sinais do Genesis-II foram recebidos às 2320UTC.

O regresso dos voos do Zenit-2, lançamento do Cosmos 2428

Após entrar em órbita terrestre às 0141UTC, o satélite militar recebeu a designação Cosmos 2406 o que originou alguma confusão na designação dos satélites militares russos pois esta designação havia já sido atribuída a um satélite militar anterior. No entanto as Forças Militares Russas emitiram um comunicado no qual referiam essas alterações.

Os primeiros sinais do satélite foram recebidos pelo Centro de Controlo de Yakutsk às 0138UTC. O satélite ficou colocado numa órbita com um apogeu a 865 km de altitude, um perigeu a 847 km de altitude, uma inclinação orbital de 71,0º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 102,06 minutos.

11F644 Tselina-2

O desenvolvimento dos satélites 11F644 Tselina-2 (imagem ao lado cedida pela *KB Yuzhnoye*) foi autorizado em Março de 1973, tendo o modelo um leque de frequências mais alargado e um modo a bordo de determinar a posição dos seus transmissores fixos.

Baseado na primeira geração dos satélites Tselina, foi desenvolvido um conjunto de especificações para um modelo melhorado destes satélites. Após dada a autorização para o desenvolvimento dos 11F644 Tselina-2, a sua construção foi autorizada nos centros *TsNIRTI Minradioprom* (equipamento de vigilância electrónica) e *KB Yuzhnoye* (veículo).

Após um longo período de revisão foi emitido o plano de desenvolvimento do sistema em Dezembro de 1976. O Tselina-2 teria uma massa superior e um período de vida mais prolongado. O sistema seria utilizado pelo exército e pela marinha soviética substituindo assim os sistemas separados que eram utilizados anteriormente. Os dados recebidos seriam transmitidos directamente para as estações terrestres através de satélites colocados em órbitas geossíncronas.

O atraso no desenvolvimento do lançador 11K77 Zenit-2 originaria uma revisão do plano de lançamentos. A 27 de Abril de 1979 era emitido um decreto que estabelecia o início dos testes do sistema no segundo trimestre de 1981. Porém, o Ministério da Defesa Soviética decidiu não esperar pelo desenvolvimento do 11K77 Zenit-2 e em Setembro de 1984 emite uma directiva que ordena o lançamento dos dois primeiros veículos utilizando um foguetão 8K82K Proton-K em 1984 e 1985.

Os voos de ensaio do 11K77 Zenite-2 têm início em 1985 e o sistema é aprovado para utilização em 1987.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
Cosmos 1603	1984-106A	15333	28-Set-84	14:00:00	8K82K Proton-K/DM-2 (327-02)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-39
Cosmos 1656	1985-042A	15755	30-Mai-85	14:59:00	8K82K Proton-K/DM-2 (313-02)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-40
Cosmos 1697	1985-097A	16181	22-Out-85	07:00:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 1714	1985-121A	16434	28-Dez-85	09:16:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/?
Cosmos 1833	1987-016A	17523	18-Fev-87	08:29:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 1844	1987-041A	17973	13-Mai-87	05:39:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 1943	1988-039A	19119	15-Mai-88	09:20:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 1980	1988-102A	19649	23-Nov-88	14:50:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2082	1990-046A	20624	22-Mai-90	05:14:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/2
Tselina-2 n.º 10	1990-F05	-	04-Out-90	04:27:59.654	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/2
Tselina-2 n.º 11	1991-F03	-	30-Ago-91	08:58:01	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Tselina-2 n.º 12	1992-F01	-	05-Fev-92		11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2219	1992-076A	22219	17-Nov-92	07:47:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2227	1992-093A	22284	25-Dez-92	05:56:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2237	1993-016A	22565	26-Mar-93	02:21:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2263	1993-059A	22802	16-Set-93	07:36:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2278	1994-023A	23087	23-Abr-94	08:01:59	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2297	1994-077A	23404	24-Nov-94	09:15:59	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2322	1995-058A	23704	31-Out-95	20:19:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2333	1996-051A	24297	04-Set-96	09:01:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Tselina-2	1997-F02	-	20-Mai-97	07:07:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2360	1998-045A	25406	28-Jul-98	09:15:00	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2369	2000-006A	26069	03-Fev-00	09:26:00	11K77 Zenit-2 (45025801)	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2406	2004-021A	28352	10-Jun-04	01:28:00	11K77 Zenit-2 (1-95)	GIK-5 Baikonur LC45/1
Cosmos 2428	2007-029A	31792	28-Jun-07	10:00:00	11K77M Zenit-2M (1-2005)	GIK-5 Baikonur LC45/1

Esta tabela mostra os satélites Tselina-2 colocados em órbita até à data. Tabela: Rui C. Barbosa.

O foguetão 11K77 Zenit-2

Destinado a substituir os lançadores derivados dos veículos R-7 e Tsyklon, a série de lançadores Zenit deveria dar origem a uma nova geração de veículos modulares para a União Soviética. No entanto o futuro deste lançador ficou muito incerto a quando do desmembramento da URSS, pois sendo construído na Ucrânia (pela Yuzhnoye) ficava fora da alçada russa, herdeira do programa espacial soviético. Assim, a sua produção em larga escala foi abandonada e foi decidido se proceder ao desenvolvimento dos lançadores Angara como uma alternativa.

Uma versão do primeiro estágio deste lançador foi utilizada como propulsor lateral para o gigante 11K25 Energia que também acabou por ser abandonado após dois voos.

A 21 de Dezembro de 2006 o foguetão 11K77M Zenit-2M (1-2005) era transportado para a Plataforma der Lançamento LC45/1 para se proceder a testes de abastecimento. Imagem: *Roskosmos*.

Os planos iniciais previam a construção de plataformas de lançamento tanto no Cosmódromo GIK-5 Baikonur como no Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, mas somente as plataformas em Baikonur foram finalizadas com as plataformas em Plesetsk a serem adaptadas para o Angara.

O desenvolvimento do Zenit teve início em Março de 1976 com os trabalhos no Complexo de Lançamento a serem iniciados em 1978. Os testes do primeiro estágio iniciaram-se em 1982 após um período de desenvolvimento longo e difícil. A primeira plataforma de lançamento foi finalizada em Dezembro de 1983, no entanto os lançamentos foram sendo adiados devido aos crónicos problemas de desenvolvimento do primeiro estágio do lançador.

Estes problemas de desenvolvimento levaram a que o cosmonauta Gherman Titov fosse designado para dirigir a Comissão Estatal que supervisionou os testes iniciais do veículo. Foi levada a cabo uma série de 11 ensaios a partir de 13 de Abril de 1985 e com uma duração de dois anos. Eventualmente na Primavera de 1987 a Comissão Estatal aceitou o veículo para serviço militar, tendo verificado que o sistema automático de lançamento trabalhava sem qualquer problema e apresentava altos níveis de fiabilidade. Nesta fase o lançador foi aceite juntamente com o sistema de satélite Tselina-2.

No entanto veio-se a verificar que muito trabalha ainda teria de ser levado a cabo, tal como a construção do segundo complexo de lançamento em Baikonur, qualificação de um terceiro estágio para possibilitar o lançamento de carga com 1.000 kg de peso para órbitas geossíncronas, e construção do terceiro complexo de lançamento em Plesetsk (para o lançamento de cargas para órbitas polares e para órbitas sincronizadas com o Sol). Todos estes planos foram abandonados com a queda da União Soviética levando a que o complexo de lançamentos em GIK-1 Plesetsk fosse abandonado.

Posteriormente, uma versão de três estágios do Zenit (11K77 Zenit-3SL) veio a voar a partir de uma plataforma flutuante no Oceano Pacífico.

O foguetão 11K77 Zenit-2, também designado J-1 (Designação Sheldom) ou SL-16 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos e NATO), pertence à família dos lançadores Energiya.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo n.º	Carga
1996-051	4-Set-96	9:01:00		Cosmos 2333 (24297 1996-051A)
1997-F02	20-Mai-97	7:07:00		11F644 Tselina-2
1998-043	10-Jul-98	6:30:00		Resurs-O1 (25394 1998-043A) Fasat-Bravo (25395 1998-043B) TM-SAT (25396 1998-043C) Gurwin Techsat-1B (25397 1998-43D) WESTPAC (25398 1998-043E) SAFIR-2 (25398 1998-043F)
1998-045	28-Jul-98	9:15:00		Cosmos 2360 (25406 1998-045A)
1998-F05	9-Set-98	20:29:00	67047801	Globalstar FM7 Globalstar FM9 Globalstar FM10 Globalstar FM11 Globalstar FM12 Globalstar FM13 Globalstar FM16 Globalstar FM17 Globalstar FM18 Globalstar FM20 Globalstar FM21
1999-039	17-Jul-99	6:38:00	17L	Okean-O (25860 1999-039A)
2000-006	3-Fev-00	9:26:00	45025801	Cosmos 2369 (26069 2000-006A)
2000-056	25-Set-00	10:10:00		Cosmos 2372 (26538 2000-056A)
2004-021	10-Jun-04	1:28:00	1-95	Cosmos 2406 (28352 2004-021A)
2007-029	28-Jun-07	10:00:00	1-2005	Cosmos 2428 (31792 2007-028A)

Todos os lançamentos do foguetão 11K77 Zenit-2 tiveram lugar desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur (o complexo de lançamento em GIK-1 Plesetsk nunca chegou a ser finalizado e está a ser reconvertido para o lançador Angara). A 4 de Outubro de 1990 uma violenta explosão num foguetão 11K77 Zenit-2 três segundos após a ignição, destruiu por completo a plataforma LC45/2. A partir dessa data todos os lançamentos foram levados a cabo a partir da plataforma LC45/1 (em baixo).

O 11K77 Zenit-2 desenvolve uma força de 740000 kgf no lançamento, tendo um peso de 459000 kg. Tem um comprimento de 57,00 metros e um diâmetro de 3,90 metros. O seu primeiro estágio, Zenit-1, tem um peso bruto de 354300 kg, pesando 28600 kg sem combustível. No lançamento desenvolve 834243 kgf, tendo um Ies (vácuo) de 337 s e um Tq de 150 s. Tem um comprimento de 32,90 metros e um diâmetro de 3,90 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-171 (11D521), com quatro câmaras de combustão, que consome LOX/Querosene. Este motor tem um peso de 9500 kg, um diâmetro de 4,0 metros e um comprimento de 3,8 metros, sendo capaz de desenvolver 806000 kgf (vácuo) com um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 309 s e um Tq de 150 s. Uma versão deste estágio foi utilizada como propulsor lateral no lançador 11K25 Energia e recuperados após o lançamento com o uso de pára-quedas.

O segundo estágio, Zenit-2, tem um peso bruto de 90600 kg e uma massa de 9000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 93000 kgf (vácuo), tendo um Ies de 349 s e um Tq de 315 s. Tem um diâmetro de 3,90 metros e um comprimento de 11,50 metros. Está equipado com um motor RD-120 (também designado 11D123). Desenvolvido por Valentin Glushko, o motor tem um peso de 1125 kg, um diâmetro de 1,90 metros e um comprimento de 3,90 metros, desenvolvendo 85000 kgf (em vácuo) com um Ies de 350 s e um Tq de 315 s. O RD-120 tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

Para o lançamento levado a cabo a 28 de Junho de 2007 foram levados a cabo melhoramentos num lançador 11K77 Zenit-2 para testar algumas características que serão incorporadas no foguetão 11K77M Zenit-2M e no 11K77 Zenit-3SLB. Este lançador faz assim ponte entre o velho modelo do foguetão e o veículo que será utilizado no programa '*Land Launch*' a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, o 11K77 Zenit-3SLB. O 11K77M Zenit-2M (ou 11K77 Zenit-2SLB), está equipado com o sistema de controlo digital Biser-3 (em lugar do Biser-2) e com o motor RD-171M no primeiro estágio. Estes componentes têm sido utilizados com programa '*Sea Launch*' há já bastante tempo.

Lançamento do Cosmos 2428

Em finais de Novembro de 2006 eram finalizados os testes com o foguetão 11K77 Zenit-2 na posição horizontal no interior do edifício de integração e montagem. Estes testes foram finalizados mais tarde do que estava previsto devido a problemas no sistema de controlo do veículo. Este veículo era o que estava programado para ser utilizado no lançamento de um conjunto de satélites Globalstar em 1998, tendo-lhe agora sido atribuído o número de série 1-2005 e sendo utilizado para testar novas características que irão equipar os futuros lançadores Zenit. No dia 8 de Dezembro os técnicos colocaram um modelo de um satélite Tselina-2 no lançador e iniciaram os preparativos finais para o seu transporte para a Plataforma de Lançamento LC45/1 com o objectivo de testarem os sistemas de abastecimento do lançador.

O lançador foi transportado para a plataforma de lançamento no dia 21 de Dezembro (estava inicialmente previsto que este transporte tivesse lugar a 13 de Dezembro mas foi adiado devido a problemas de software na plataforma). Nesta altura o lançamento do satélite Tselina-2 estava previsto para ter lugar em Janeiro de 2007. O lançador foi transportado de volta para o edifício de integração e montagem no dia 23 de Dezembro após a conclusão dos testes na plataforma de lançamento.

O lançamento seria adiado por razões técnicas na primeira semana de Fevereiro de 2007 para o dia 14 de Fevereiro. No entanto, e devido ao acidente registado a 29 de Janeiro com um foguetão 11K77 Zenit-3SL/DM-SL do programa '*Sea Launch*', o lançamento do 11K77M Zenit-2M (1-2005) foi adiado para o Verão. Os preparativos para o lançamento foram decorrendo ao longo dos primeiros meses de 2007 e no dia 27 de Junho o lançador era transportado para a plataforma de lançamento. O lançamento acabaria por ter lugar às 1000:00UTC do dia 28 de Junho. O satélite separou-se do último estágio do foguetão lançador às 2013:51UTC e os primeiros sinais do Cosmos 2428 foram captados pelo Centro de Controlo e Teste Gherman Titov às 1016:36UTC.

O Cosmos 2428 ficou colocado numa órbita com um perigeu a 847,58 km de altitude, apogeu a 878,43 km de altitude, inclinação orbital de 70,98º e um período orbital de 101,99 minutos.

These babies
miss their mother.
Is she on your back?
PLEASE, DON'T WEAR FUR!
PETA
People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Maio e Junho de 2007. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o perigeu orbital (km), apogeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados são fornecidos pelo *Space Track*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
04 Mai.	2229	2007-016A	31306	Astra-1L	Ariane-5ECA (V176/L536)	CSG Kourou, ELA3	
(35776 / 35799 / 0,08 / 1436,15)							
		2007-016B	31307	Galaxy-17			
(35773 / 35800 / 0,01 / 1436,11)							
12 Mai.	0325:38	2007-017A	31393	Progress M-60 (ISS-25P)	11A511U Soyuz-U (106)	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-6	
Reentrou na atmosfera terrestre a 25 de Setembro de 2007.							
13 Mai.	1601:02	2007-018A	31395	NigComSat-1	CZ-3B Chang Zheng-3B (CZ3B-8)	Xichang, LC2	
(35768 / 35803 / 0,03 / 1436,03)							
25 Mai.	0712	2007-019A	31490	Yaogan-II	CZ-2C Chang Zheng-2D (CZ2D-8)	Jiuquan, LA-2S	
(631 / 656 / 97,86 / 97,59)							
		2007-019B	31491	Zheda PiXing-1 (MEMS-Pico)			
?????							
29 Mai.	2030:31	2007-020A	31571	Globalstar-FM65	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (021/1016)	GIK-5 Baikonur, LC31 PU-6	
(1412 / 1415 / 51,99 / 114,08)							
		2007-020C	31573	Globalstar-FM69			
(1300 / 1309 / 52,00 / 111,69)							
		2007-020D	31574	Globalstar-FM72			
(1413 / 1415 / 52,01 / 114,08)							
		2007-020F	31576	Globalstar-FM71			
(1200 / 1223 / 52,01 / 109,67)							
31 Mai.	1908	2007-021A	31577	Xinnuo-3 (SinoSat-3)	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-14)	Xichang, LC2	
(25773 / 35802 / 0,04 / 1436,14)							
07 Jun.	1800	2007-022A	31595	Cosmos 2427	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/1	
Reentrou na atmosfera terrestre a 22 de Agosto de 2007							
08 Jun.	0234:01	2007-023A	31598	Cosmos-SkyMed F1	Delta-2 7420-10C (D324)	Vandenberg AFB, SLC-2W	
(622 / 623 / 97,86 / 97,15)							
08 Jun.	2338:04	2007-024A	31600	STS-117 (ISS-13A)	OV-104 Atlantis	KSC, LC-39A/MLP2	
Regressou à Terra a 22 de Junho de 2007.							
			-	ITS-S3/S4			
Acoplado à ISS.							
10 Jun.	2340	2007-025A	31601	Ofeq-7	Shaviyt-1-2	Palmachin	
(382 / 570 / 141,75 / 94,12)							
15 Jun.	0214	2007-026A	31698	TerraSAR-X	15A18 Dnepr-1	GIK-5 Baikonur, LC109/95	
(507 / 509 / 97,45 / 94,79)							

15 Jun.	1512	2007-027A	31701	USA-194 (NRO L-30)	Atlas-5/401 (AV-009)	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
Dados não disponíveis.						
		2007-027C	31703	USA-194 (2)		
Dados não disponíveis.						
28 Jun.	1502:21	2007-028A	31789	Genesis-II	15A18 Dnepr-1	Dombarovskiy
(551 / 566 / 64,51 / 95,83)						
29 Jun.	1000:00	2007-029A	31792	Cosmos 2428	11K77M Zenit-2M (1-2005)	GIK-5 Baikonur, LC45/1
(843 / 860 / 70,99 / 101,96)						

Outros Objectos Catalogados

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Veículo Lançador	Local de Lançamento
07 Junho	2007-022B	31596	Block-I	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/1
07 Junho	2007-022C	31597	(Destroço)	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/1
08 Junho	2007-023B	31599	Delta-K	Delta-2 7420-10C (D324)	Vandenberg AFB, SLC-2W
10 Junho	2007-025B	31602	Shaviyt-1(3)	Shaviyt-1-2	Palmachin
	1998-067AU	31603	(Destroço) ISS		
	1998-067AV	31603	(Destroço) ISS		
	1998-067AW	31603	(Destroço) ISS		
	1998-067AX	31603	(Destroço) ISS		
	1998-067AY	31603	(Destroço) ISS		
10 Maio	1999-025BZN	31608	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	Taiyuan, LC1
a (são catalogados 89 destroços resultantes do teste ASAT levado a cabo pela China a 11 de Janeiro de 2007)					
10 Maio	1999-025CDF	31697	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	Taiyuan, LC1
15 Junho	2007-026B	31699	R-36M2(3)	15A18 Dnepr-1	GIK-5 Baikonur, LC109-95
15 Junho	2007-026C	31700	(Destroço)	15A18 Dnepr-1	GIK-5 Baikonur, LC109-95
15 Junho	2007-027B	31702	Centaur-V1 (AV-009)	Atlas-5/401 (AV-009)	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
13 Maio	1996-029P	31703	(Destroço) USA-123	Titan-403A (K-22 45F-11)	Vandenberg AFB, SLC-2W
13 Maio	1996-029Q	31704	(Destroço) USA-119	Titan-403A (K-22 45F-11)	Vandenberg AFB, SLC-2W
02 Dezembro	1992-086Q	31705	(Destroço) USA-89	OV-103 Discovery	KSC, LC-39A/MLP1
02 Dezembro	1992-086R	31706	(Destroço) USA-89	OV-103 Discovery	KSC, LC-39A/MLP1
09 Fevereiro	1983-008K	31707	(Destroço) OPS 0252	Atlas-H (6001H)	Vandenberg AFB, SLC-3E
10 Maio	1999-025CDG	31709	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	Taiyuan, LC1
a (são catalogados 79 destroços resultantes do teste ASAT levado a cabo pela China a 11 de Janeiro de 2007)					
10 Maio	1999-025CGP	31788	(Destroço) Feng Yun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (CZ4B-1)	Taiyuan, LC1
28 Junho	2007-028B	31790	R-36M2(3)	15A18 Dnepr-1	Dombarovskiy
28 Junho	2007-028C	31791	(Destroço)	15A18 Dnepr-1	Dombarovskiy
29 Junho	2007-029B	31793	Zenit-2	11K77M Zenit-2M (1-2005)	GIK-5 Baikonur, LC45/1
29 Junho	2007-029C	31794	(Destroço)	11K77M Zenit-2M (1-2005)	GIK-5 Baikonur, LC45/1
29 Junho	2007-029D	31795	(Destroço)	11K77M Zenit-2M (1-2005)	GIK-5 Baikonur, LC45/1
29 Junho	2007-029E	31796	(Destroço)	11K77M Zenit-2M (1-2005)	GIK-5 Baikonur, LC45/1

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento	D. Órbita
03 Jun.	Ree.	2007-020E	31575	Block-I (021)	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (021/1016)			
						29 Maio	GIK-5 Baikonur, LC31 PU-6	8
09 Jun.	Ree.	2007-022C	31597	Block-I	11A511U Soyuz-U	07 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC16/1	2
10 Jun.	Ree.	1978-063D	14804	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53716-317)	21 Junho	NIIP-53 Plesetsk, LC132/1	10581
13 Jun.	Ree.	2007-022B	31596	(Destroço)	11A511U Soyuz-U	07 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC16/1	6
15 Jun.	Ree.	2002-042A	24515	USERS (Módulo Seviço)	H-2A/2024 (3F)	10 Setembro	Tanegashima, Yoshinobu	1739
20 Jun.	Ree.	1998-067AU	31603	(Destroço) ISS				
20 Jun.	Ree.	1998-067AV	31604	(Destroço) ISS				
20 Jun.	Ree.	1998-067AW	31605	(Destroço) ISS				
22 Jun.	Ree.	1987-079BF	28151	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM-2 (339-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40	7219
22 Jun.	Reg	2007-042A	31600	STS-117	OV-104 Atlantis	08 Junho	KSC, LC-39A/MLP2	14
22 Jun.	Ree.	1998-067AX	31606	(Destroço) ISS				
23 Jun.	Ree.	1998-067AM	29681	(Destroço) ISS				
23 Jun.	Ree.	1998-067AY	31607	(Destroço) ISS				
27 Jun.	Ree.	1963-014K	02360	Westford Needles	Atlas Agena B (Atlas 119D / Agena B S01 1206)			
						09 Maio	Point Arguello, LC1-2	16120
29 Jun.	Ree.	2006-037E	29493	(Destroço)	H-2A/202 (F10)	11 Setembro	Tanegashima, Yoshinobu	288

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Novembro de 2007

Data	Lançador	Carga	Local
01 Nov.	11K65M-SL Kosmos-3M	SAR-Lupe 3	GIK-1 Plesetsk, LC132
08 Nov.	Delta-4Heavy/4050H	DSP-23	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
09 Nov.	Ariane-5ECA (V179/L538)	Skynet-5B	CSG Kourou, ELA3
		Star One C-1	
09 Nov.	CZ-3B Chang Zheng-3B (CZ3B-10)	ZhongXing-9 (Chinasat-9)	Xichang, LC2
18 Nov.	8K82KM Proton-M/Briz-M	Sirius-4	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-??
?? Nov.	11K77 Zenit-3SL/DM-SL	Thuraya-3	Oc. Pacífico, Odyssey

Próximos Lançamentos Tripulados

23 de Outubro de 2007 STS-120 / ISS-10A Node-2 OV-103 Discovery (34) KSC, LC-39A
Palmela Ann Melroy (2); George Zamka (1); Scott Eduard Parazynski (5); Douglas H. Wheelock (1);
Stephanie D. Wilson (2); Paolo Nespoli (1); Daniel Michio Tani (2)

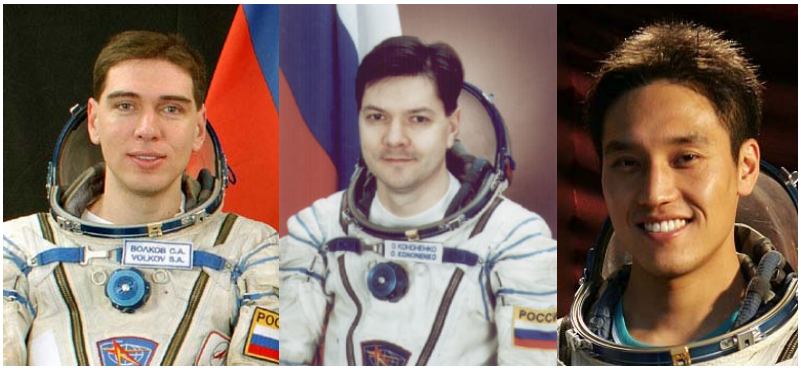
---

6 de Dezembro de 2007 STS-122 / ISS-1E Columbus OV-104 Atlantis (29) KSC, LC-39A
Stephan Nathaniel Frick (2); Alan G. Poindexter (1); Stanley G. Love (1); Leland D. Melvin (1);
Rex Joseph Walheim (2); Hans Wilhelm Schlegel (2); Léopold Eyharts (2)

14 de Fevereiro de 2008 STS-123 / ISS-1J/A OV-105 Endeavour (21) KSC, LC-39A
Dominic Lee Pudwill Gorie (4); Gregory H. Johnson (1); Robert L. Behnken (1); Michael J. Foreman (1);
Takao Doi (2); Richard Michael Linnehan (4); Garrett E. Reisman (1)

---

8 de Abril de 2008 Soyuz TMA-12 / ISS-16S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Sergey Alexandrovich Volkov (1); Oleg Dmitrievich Kononenko (1); San Ko (1)
Maksim Viktorovich Surayev; Oleg Ivanovich Skripochka; Soyeon Yi



24 de Abril de 2008 STS-124 / ISS-1J OV-103 Discovey (35) KSC, LC-39A
Mark Edward Kelly (3); Kenneth T. Ham (1); Karen L. Nyberg – MS1 (?); Ronald J. Garan – MS2 (1);
Michael E. Fossum – MS3/EV1 (2); Steven Bowen – MS4/EV2(1); Akihiko Hoshide (1) – MS5

---

7 de Agosto de 2008 STS-125 / HST-SM-04 OV-104 Atlantis (30) KSC, LC-39A
Scott Douglas Altman (4); Gregory C. Johnson (1); John Mace Grunsfeld (5); Michael James Massimino (2);
Andrew J. Feustel (1); Michael T. Good (1); K. Megan McArthur (1)

?? de Setembro de 2008 Soyuz TMA-13 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5
Salizhan Shakirovich Sharipov (3); Edward Michael Fincke (2); ?????
Yuri Valentinovich Lonchakov; Michael R Barratt; ?????

18 de Setembro de 2008 STS-126 / ISS-ULF-2 OV-105 Endeavour (22)
Christopher John Ferguson (2); Eric A. Boe (1); Heidemarie Martha Stefanyshyn-Piper (2);
Joan Elizabeth Miller Higginbotham (2); Stephen G. Bowen (1); Robert Shane Kimbrough (1); Sandra Hall Magnus (2);
Nicole Stott (suplente de Sandra Magnus)

?? de Outubro de 2008 Shenzhou-7 CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-7) Jiuquan
Comandante (?); Yuangyuan (?); Yuangyuan (?)
Comandante; Yuangyuan; Yuangyuan

6 de Novembro de 2008 STS-119 / ISS15A OV-103 Discovery (36) KSC, LC-39A
Lee Joseph Archambault (2); Dominic A. Antonelli (1); John Lynch Philips (3); Steven Ray Swanson (2);
Joseph Acaba (1); Richard Arnold (1); Koichi Wakata (3); Soichi Noguchi (suplente de Koichi Wakata)

Para além das missões referidas o manifesto dos vaivéns espaciais prevê ainda as seguintes missões. Estão também incluídas as missões russas e chinesas.

??-???-09	STS-127	OV-104 Atlantis	ISS-2J/A – Missão científica.
??-???-09	STS-128	OV-105 Endeavour	ISS-ULF3 – Missão logística / MPLM Donatello.
??-???-09	STS-129	OV-103 Discovery	ISS-UF4 – Missão logística.
??-???-09	STS-130	OV-105 Endeavour	ISS-19A – Missão logística / MPLM Donatello.
??-???-10	STS-131	OV-103 Discovery	Missão de reserva
??-???-10	STS-132	OV-105 Endeavour	ISS-20A – Node-3 e Cupola.
??-???-10	STS-133	OV-103 Discovery	Missão de reserva
? -??? -10	Shenzhou-8	Shenzhou-8	Laboratório espacial
? -??? -10	Shenzhou-9	Shenzhou-9	Acoplagem não tripulada
? -??? -10	Shenzhou-10	Shenzhou-10	Acoplagem tripulada

Futuras Expedições na ISS

A seguir apresenta-se uma relação dos futuros membros das Expedições à ISS

Expedição 16

A composição da Expedição 16 apresenta várias alterações ao longo do seu período de duração. Desta Expedição farão parte Peggy Annette Whitson (Comandante), Yuri Ivanovich Malenchenko (Enhenheiro de Voo n.º 1), Clayton Anderson, Daniel Michio Tani, Léopold Eyharts e Garrett E. Reisman. Peggy Whitson e Yuri Malenchenko foram lançados a bordo da Soyuz TMA-11 a 10 de Outubro de 2007, juntando-se a Clayton Anderson já em órbita. Anderson regressará à Terra a bordo da missão STS-120 lançada a 23 de Outubro de 2007 e que transportará Daniel Tani para a estação. Tani por sua vez será substituído pelo francês Léopold Eyharts que será lançado a bordo da missão STS-122 a 6 de Dezembro de 2007. Finalmente Eyharts será substituído pelo astronauta norte-americano Garrett Reisman que viajará para a ISS na missão STS-123 lançada a 14 de Fevereiro de 2008.

Os membros suplentes de Clayton Anderson, Daniel Tani, Léopold Eyharts e Garrett Reisman são, respectivamente, Gregory Chamitoff, Sandra Magnus, Frank DeWinne e Timothy Kopra.

Expedição 17

A tripulação da Expedição 17 será composta por Sergei Aleksandrovich Volkov e Oleg Dmitriyevich Kononenko que chegarão à ISS em Abril de 2008 a bordo da Soyuz TMA-12 para se juntarem a Gerrett Reisman que regressará à Terra na missão STS-124 que por sua vez transportará Gregory Chamitoff. Chamittoff regressará à Terra no final da missão STS-126 que irá transportar Sandra Magnus.

A tripulação suplente da Expedição 17 é composta por Maksim Viktorovich Surayev (Comandante) e Oleg Ivanovich Skripochka (Engenheiro de Voo). Os astronautas suplentes de Garrett Reisman, Gregory Chamittoff e Sandra Magnus são, respectivamente, Timothy L. Kopra, Timothy Creamer e Nicole Stott.

Expedição 18

A tripulação da Expedição 18 será composta por Edward Michael Fincke e Salizhan Shakirovich Sharipov que chegarão à ISS a bordo da Soyuz TMA-13 para se juntarem a Sandra Magnus que

regressará à Terra na missão STS-119 que por sua vez transportará o astronauta japonês Koichi Wakata. Wakata será substituído pelo astronauta norte-americano Timothy Kopra que será lançado na missão STS-127. Os suplentes de Koichi Wakata e Timothy Kopra, são, respectivamente, Soichi Noguchi e Timothy Creamer.

Expedição 19

A tripulação da Expedição 19 ainda não está definitivamente decidida. Esta tripulação será lançada a bordo da Soyuz TMA-14 em Março de 2009 e poderá ser composta por Gennady Padalka e Michael Barratt. Ao chegarem à ISS os dois homens juntam-se a Timothy Kopra que regressará à Terra na missão STS-128 que transportará a astronauta norte-americana Nicole Stott (cuja suplente será Catherine Coleman).

Expedição 20

A tripulação da Expedição 20 ainda não está definitivamente decidida. Esta tripulação será lançada a bordo da Soyuz TMA-15 em Julho de 2009 e poderá ser composta por Yuri Lonchakov, pelo belga Frank DeWinne e pelo Canadiano Robert Thirsk. O suplente de Frank DeWinne será André Kuipers e o suplente de Robert Thisrk será Chris Hadfield.

Cronologia Astronáutica (XXXVII)

Por Manuel Montes

-1937: Korolev melhora o míssil táctico Projecto 212, denominando-o 212A. O objectivo é o de voar a mais de 1.000 km/h, mas desconhece-se se chega a fazer voos de ensaio. Em todo caso, tem todas as características para ser a arma táctica mais importante antes da Segunda Guerra Mundial e uma avançada aplicação militar da tecnologia de foguetões.

-1937: A *British Interplanetary Society* inicia o estudo do problema teórico da construção de um foguetão pensado para voar à Lua com tripulação a bordo. Uma série de membros da sociedade, incluindo Arthur C. Clarke, A. V. Cleaver, H. E. Ross e outros, formarão um grupo de trabalho no Outono de 1936.

-1937: O cientista chinês Tsien Hsue-shen, no mesmo grupo de estudantes do MIT onde se encontra Malina e interessado pelo desenvolvimento Amador dos foguetões, escreve o seu primeiro livro sobre a matéria ("*The Effect of Angle of Divergence of Nozzle on the Thrust of a Rocket Motor; Ideal Cycle of a Rocket Motor; Ideal Efficiency and Ideal Thrust; Calculation of Chamber Temperature with Disassociation*").

-1937: Ary J. Sternfeld publica "Introdução à Cosmonáutica". Apesar de ser polaco, transfere-se para a URSS onde se converte num autêntico "best-seller" neste país, sendo também editando em 31 idiomas.

-1937: Edward F. Northrup edita "*Zero to Eighty*", donde descreve de uma forma técnica e por vezes literária o chamado canhão electromagnético.

-1937: Korolev começa a trabalhar para acoplar um motor de foguetão ORM-65 a um planeador SK-9. O projecto RP-318 frutificará em 1938, apesar de modificado, sobretudo na área de propulsão. O primeiro voo não se efectuará até 1940.

-1937: F. A. Tsander dá a conhecer a versão definitiva da sua nave espacial, já mencionada em 1931. Assemelha-se a um avião biplano cujos motores permitem voar até aos 30 km de altitude e a uma velocidade de 400 km/h. Neste ponto entra em acção o motor foguetão, que consumirá as partes da aeronave inúteis (tais como as asas, etc.).

-1937: L. Buehrlen utiliza uma centrifugadora para submeter humanos a grandes acelerações. Atingem-se os 17 Gs em posição supina.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web "*Terra*".

Estatísticas do Voo Espacial tripulado

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral.

Os 10 mais experientes

Sergei Konstantinovich Krikalev (Soyuz TM-7; Soyuz TM-12; STS-60; STS-80; Soyuz TM-31; Soyuz TMA-6)
Tempo total de voo: 803d 09h 33m 29s

Sergei Vasilyevich Avdeyev (Soyuz TM-15; Soyuz TM-22; Soyuz TM-28)
Tempo total de voo: 747d 14h 14m 11s – 14 de Fevereiro de 2003

Valeri Vladimirovich Polyakov (Soyuz TM-6; Soyuz TM-18)
Tempo Total de voo: 678d 16h 33m 36s – 1 de Junho de 1995

Anatoli Yakovlevich Solovyov (Soyuz TM-5; Soyuz TM-9; Soyuz TM-15; STS-71; Soyuz TM-26)
Tempo total de voo: 651d 00h 02m 00s – 2 de Fevereiro de 1999

Alexander Yurievich Kaleri (Soyuz TM-14; Soyuz TM-24; Soyuz TM-30; Soyuz TMA-3)
Tempo total de voo: 610d 03h 40m 59s

Victor Mikhailovich Afanasyev (Soyuz TM-11; Soyuz TM-18; Soyuz TM-29; Soyuz TM-33)
Tempo total de voo: 555d 18h 28m 48s – 17 de Abril de 2006

Yuri Vladimirovich Usachyov (Soyuz TM-18; Soyuz TM-23; STS-101; STS-102)
Tempo total de voo: 552d 22h 19m 12S – 5 de Abril de 2004

Musa Khiramanovich Manarov (Soyuz TM-4; Soyuz TM-11)
Tempo total de voo: 541d 00h 28m 48s – 23 de Julho de 1992

Alexander Stepanovich Viktorenko (Soyuz TM-3; Soyuz TM-8; Soyuz TM-14; Soyuz TM-20)
Tempo total de voo: 489d 01h 40m 48s – 30 de Maio de 1997

Nikolai Mikhailovich Budarin (STS-71; Soyuz TM-27; STS-113)
Tempo total de voo: 444d 01h 26m 24s – 7 de Setembro de 2004

As datas após o 'Tempo total de voo' indicam a altura em que deixou o activo.

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov 437d 16h 48m 00s Soyuz TM-18 (Mir EO-15/16/17)
De 8 de Janeiro de 1994 (Soyuz TM-18) a 22 de Março de 1995 (Soyuz TM-20)

Sergei Vasilyevich Avdeyev 379d 14h 24m 00s Soyuz TM-28 (Mir EO-26/27)
De 13 de Agosto de 1998 (Soyuz TM-28) a 28 de Agosto de 1999 (Soyuz TM-29)

Musa Khiramanovich Manarov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)

Vladimir Georgievich Titov 365d 21h 36m 00s Soyuz TM-4 (Mir EO-3)
De 21 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-4) a 21 de Dezembro de 1988 (Soyuz TM-6)

Yuri Viktorovich Romanenko 326d 12h 00m 00s Soyuz TM-2 (Mir EO-2/3)
De 5 de Fevereiro de 1987 (Soyuz TM-2)a 29 de Dezembro de 1987 (Soyuz TM-3)

Sergei Konstantinovich Krikalev 311d 19h 12m 00s Soyuz TM-12 (Mir EO-9/10)
De 18 de Maio de 1991 (Soyuz TM-12) a 25 de Março de 1992 (Soyuz TM-13)

Valeri Vladimirovich Polyakov 240d 21h 36m 00s Soyuz TM-6 (Mir EO-3/4)
De 29 de Agosto de 1988 (Soyuz TM-6) a 27 de Abril de 1989 (Soyuz TM-7)

Leonid Denisovich Kizim 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)

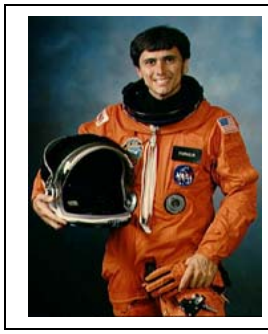
Vladimir Alexeievich Solovyov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)

Oleg Yurievich Atkov 237d 22h 41m 22s Soyuz T-10 (Salyut-7 EO-3)
De 8 de Fevereiro de 1984 (Soyuz T-10) a 11 de Abril de 1984 (Soyuz T-11)

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s	Vostok-2
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s	Voskhod-2
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s	Shenzhou-5
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s	MR-4 Literty Bell-7
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s	MA-7 Aurora-7
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 01h 48m 00s	Vostok-1
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s	STS-51L Challenger

Com maior número de voos



Jerry Lynn Ross
7
Franklin R. Los Angeles Chang-Diaz
7
John Watts Young
6
Curtis Lee Brown, Jr.
6
James Donald Wetherbee
6
Collin Michael Foale
6

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	72h 28m – 14
Michael Eladio Lopez-Alegria	67h 40m – 10
Jerry Lynn Ross	58h 32m – 9
Steven Lee Smith	49h 48m – 7
Joseph Richard Tanner	46h 29m – 7
Robert Lee Curbeam	45h 34m – 7
Nikolai Mikhailovich Budarin	44h 25m – 8
James Hansen Newman	43h 13m – 6
Yuri Ivanovich Onufriyenko	42h 33m – 8
Talgat Amangeldyevich Musabayev	41h 13m – 8

Cosmonautas e Astronautas	
Segundo a FAI	460
Segundo a USAF	466
Cosmonautas e Astronautas em órbita	457

Número de cosmonautas e astronautas por país (segundo a definição da Federação Astronáutica Internacional)

Rússia	100
Estados Unidos	292
Checoslováquia	1
Polónia	1
Alemanha	10
Bulgária	2
Hungria	1
Vietname	1
Cuba	1
Mongólia	1
Roménia	1
França	9
Índia	1
Canadá	8
Arábia Saudita	1
Holanda	2
México	1
Síria	1
Afeganistão	1
Japão	6
Reino Unido	1
Áustria	1
Bélgica	2
Suíça	1
Itália	4
Ucrânia	1
Espanha	1
Eslováquia	1
África do Sul	1
Israel	1
China	3
Brasil	1
Suécia	1
Malásia	1

TOTAL – 460

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{kgf}/_{(kg/s)}\right) = s$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.